



Hochschule München

Fakultät 03

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.

Analyse von Anomalien innerhalb des Kaltgas-Systems der Low-Earth-Orbit Satellitenmission „GRACE“

Florian Lex

Betreuer : Prof. Dr.-Ing. Karl Heinz Siebold, Hochschule München
Dr. Jacobus Herman, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.

Studienrichtung: Luft- und Raumfahrttechnik

Matrikelnummer: 06227809

Eingereicht am: 12.03.15

Erklärung zur Abschlussarbeit

Hiermit wird erklärt, dass die Arbeit mit obigem Thema selbständig verfasst und noch nicht anderweitig für Prüfungszwecke vorgelegt wurde. Weiterhin sind keine anderen als die angegebenen Quellen oder Hilfsmittel verwendet und wörtliche sowie sinngemäße Zitate als solche gekennzeichnet worden.

München, den 12.03.15

Unterschrift: _____

Inhaltsverzeichnis

Abstract	5
Zusammenfassung	6
Formelverzeichnis	7
1. Einleitung	8
2. Überblick über die GRACE - Mission	9
2.1. Launch	9
2.2. Orbit	11
2.3. Missionsverlauf und -ziel	12
2.4. Raumsegment	13
2.4.1. Koordinatensystem	13
2.4.2. Struktureller Aufbau	13
2.4.3. Systeme	15
2.4.3.1. Attitude and Orbital Control Systems (AOCS)	15
2.4.3.2. Wissenschaftliche Systeme	18
3. Beschreibung der Anomalien	19
3.1. Differenz der Treibstoffmassen auf GRACE 2	19
3.2. Diskrepanz zwischen Schwerpunktberechnung und -kalibration	21
3.3. Differenz der Roll-Thruster On-Times auf GRACE 2	23
4. Untersuchungsansätze	25
4.1. Vergleich mit GRACE 1 und TanDEM-X	25
4.2. Berechnung der Treibstoffmasse	26
4.2.1. Berechnung aus physikalischen Zusammenhängen	26
4.2.1.1. Ideales Gasgesetz	27
4.2.1.2. Realgas-Variante	27
4.2.1.3. Operationell	28
4.2.2. Berechnung aus Thruster On-Times	28
4.2.3. Auswertung	29
4.3. Berechnung des Schwerpunktes	39
4.3.1. Massenmodell	39
4.3.2. Berechnung aus physikalischen Zusammenhängen	40
4.3.3. Kalibration	41
4.3.4. Auswertung	41
4.4. Branch-Effektivitäten	45
4.5. Leckage	47
4.6. Sensor-Drift	48
4.7. Analyse der Thruster On-Times	52
4.7.1. Roll-Bewegung	52
4.7.2. Pitch-Bewegung	63
5. Interpretation	71

5.1. Treibstoffmassendifferenz	71
5.2. Schwerpunktverschiebung	72
5.3. Roll-Bewegung	73
6. Empfehlung	74
Abbildungsverzeichnis	75
Tabellenverzeichnis	77
Literaturverzeichnis	77
A. Thruster-Daten	79
B. Analyse der Thruster On-Times	80
B.1. Matlab-Code	80
B.2. Plots für GRACE 1 Roll-Achse	84
B.2.1. SCA 1	84
B.2.2. SCA 2	89
B.3. Plots für GRACE 2 Roll-Achse	94
B.3.1. SCA 1	94
B.3.2. SCA 2	99
B.4. Plots für GRACE 1 Pitch-Achse	104
B.4.1. SCA 1	104
B.4.2. SCA 2	109
B.5. Plots für GRACE 2 Pitch-Achse	114
B.5.1. SCA 1	114
B.5.2. SCA 2	119

Abstract

In this diploma thesis several anomalies on the satellites of the GRACE-mission (Launch 2002, still operational) were analysed. The goal was to explain, which causes would have such observable effects on the cold gas system. In this particular case the anomalies were an unusual high fuel difference between both vessels on each satellite, a discrepancy between the calculated and the calibrated center of mass and an excess of the thruster activity for the +roll direction for GRACE 2 only. Because of the anomalies being partly independent from each other, the difficulty existed in the interpretation of the results. But since the mission has been operational for thirteen years by now with a huge amount of data, it was still possible to detect the causes of the anomalies. In order to find them, the analyses based on the thruster on time data, the pressure and temperature sensors of the vessels and the calibration of the center of mass. The results of this thesis are product of an effective comparison of all data and further calculations.

In particular the researches consist of the recalculations of the fuel mass and the derived differential mass between the vessels, computed via pressure and temperature, in order to be able to exclude a mistake here. It was also possible to understand the calculation of the center of mass by creating a mass model of the satellites. From the center of mass calibration, which is necessary due to scientific requirements, the following analyses could be derived: The analysis of the mass flow rates per branch, the search for a leak within the tubes or at the thrusters and the investigation of a possible sensor drift for the pressure or temperature measurements. Independently, the analysis of the differential thruster on times for the roll channel turned out to be the key for detecting the origin of the excessing +roll on times for GRACE 2.

Also the cooperation with the satellite manufacturer, Airbus Defence and Space, contributed to the success of this thesis as they were helpful in technical questions. For other questions regarding processing the data or with scientific background, the Jet Propulsion Laboratory was involved.

Zusammenfassung

Im Rahmen dieser Diplomarbeit wurden diverse Anomalien auf den Satelliten der GRACE Mission (Start 2002, aktiv bis heute) behandelt. Dabei ging es vor allem um die Frage, welche Ursachen die beobachteten Auswirkungen zur Folge haben könnten. Im Speziellen waren diese Anomalien eine unregelmäßig hohe Treibstoffmassendifferenz zwischen den beiden Tanks pro Satellit, eine Diskrepanz zwischen dem berechneten und kalibrierten Schwerpunkt und ein Überschuss an Thruster-Aktivität in die positive Roll-Richtung für GRACE 2. Da teilweise die Anomalien voneinander nicht abhängig waren, bestand die Schwierigkeit in der Interpretation der Ergebnisse. Aufgrund der großen Datenmengen, bedingt durch 13 Jahre Missionslaufzeit, war es trotzdem möglich effektive Ansätze zur Klärung der Ursachen zu verfolgen. Die Auswertung stützte sich vorwiegend auf die Thruster-On-Times, die Druck- und Temperaturdaten der Tanks und die Kalibrationsergebnisse des Schwerpunktes. Die Resultate dieser Arbeit konnten letztlich durch geschickte Gegenüberstellung der Daten und weitere Berechnungen erzielt werden.

Im Einzelnen wurde versucht die Treibstoffmassendifferenz zwischen den Tanks durch Nachberechnung aus Druck und Temperatur zu verifizieren, um damit eine erste Fehlerquelle ausschließen zu können. Ebenso konnte durch die Erstellung eines Massenmodells des Satelliten die Schwerpunktverschiebung nachvollzogen und als fehlerfrei eingestuft werden. Aus der Kalibration des Schwerpunktes, welche durch die besonderen Anforderungen aus der wissenschaftlichen Tätigkeit nötig ist, ergaben sich die weiteren Schritte der Untersuchung: Die Analyse der Massendurchsätze pro Branch, die Suche nach einem Leck in den Treibstoffleitungen oder der Thruster und die Untersuchung eines Sensor-Drifts für die Druck- und/oder Temperaturmessungen. Unabhängig davon erwies sich die Analyse der differentiellen Thruster-On-Times für die Roll- und Pitch-Bewegung als Schlüssel zur Erklärung des Überschusses an +Roll-Thruster-Aktivität.

Des Weiteren brachte die Zusammenarbeit mit diversen Partnern des GRACE Projektes einige Vorteile mit sich. Für technische Fragen stand der Satelliten-Hersteller Airbus Defence and Space zur Verfügung, zu Fragen mit wissenschaftlichem Hintergrund oder hinsichtlich der Prozessierung von Daten war dies das Jet Propulsion Laboratory.

Formelverzeichnis

Formelzeichen	Einheit	Bedeutung
Φ	[-]	Phase
P	[bar]	Druck
R	$[\frac{J}{mol \cdot K}]$	Universelle Gaskonstante
R_S	$[\frac{J}{kg \cdot K}]$	Spezifische Gaskonstante
T	[K]	Temperatur
V	$[m^3]$	Volumen
v	$[\frac{m^3}{kg}]$	spezifisches Volumen
V_m	$[\frac{m^3}{mol}]$	molares Volumen
a	$[10^{-3} \cdot \frac{Pa \cdot m^6}{mol^2}]$	Kohäsionsdruck
b	$[10^{-3} \cdot \frac{m^3}{mol}]$	Kovolumen
m	[kg]	Masse
\dot{m}	[kg/s]	Massendurchsatz
m_{used}	[kg]	verbrauchte Masse
m_0	[kg]	Anfangsmasse
Δm	[kg]	Massenunterschied
M	$[\frac{g}{mol}]$	Molmasse
Z	[-]	Realgasfaktor
ρ	$[\frac{kg}{m^3}]$	Dichte
x_{COM}	[m]	Schwerpunktkoordinate
l	[m]	Länge
d	[m]	Durchmesser
t_{on}	[ms]	Thruster On-Times

Tabelle 0.1.: Übersicht über die verwendeten Formelzeichen und deren Bedeutung

1. Einleitung

Das GRACE Projekt ist eine internationale Kooperation aus führenden wissenschaftlichen Organisationen und Einrichtungen, vorwiegend bestehend aus National Aeronautics and Space Administration (NASA) und dem Jet Propulsion Laboratory (JPL), dem Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR), dem Geoforschungszentrum Potsdam (GZF) und dem Center of Space Research der University of Texas in Austin (UTCSR). Der Erfolg der bereits seit 13 Jahren laufenden Mission (bei einer ursprünglichen Planung von 5 Jahren) spiegelt sich auch in der hohen Anzahl der darüber verfassten Schriften wider.

Die wissenschaftliche Aufgabe von GRACE besteht darin, das Gravitationsfeld der Erde auf seine zeitliche und örtliche Abhängigkeit hin zu untersuchen, welche vornehmlich durch den hydrologischen Zyklus bedingt ist. Die Vorgängermission, CHAMP, konnte bereits ein erstes Modell abzeichnen, durch GRACE hingegen wurde die Auflösung der wissenschaftlichen Daten noch einmal um ein Vielfaches gesteigert.

Die vorliegende Diplomarbeit entstand in der Zeit von August 2014 bis März 2015 in der Abteilung Missionsbetrieb am deutschen Raumfahrtkontrollzentrum (German Space Operation Center) des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt e.V. in Oberpfaffenhofen bei München. Unter der Leitung von Dr. Jacobus Herman der AOCS Gruppe konnten die Ursachen für die nachfolgend formulierten ungewöhnlichen Beobachtungen (Anomalien) innerhalb des Kaltgas-Systems der GRACE Satelliten geklärt werden. Als Motivation für diese Aufgabenstellung diene die für 2017 geplante Nachfolgemission GRACE Follow-On. Da dort ähnliche Anforderungen gestellt werden, ist die Kenntnis über die Ursachen der Anomalien von großer Bedeutung.

2. Überblick über die GRACE - Mission

2.1. Launch

Am 17. März 2002 um 21:21 Uhr UTC starteten im Raumfahrt Kosmodrom Plesetsk (*Plessezsk*), Russland, beide GRACE Satelliten an Bord eines ROCKOT-Launch-Vehicles mit insgesamt 3 Raketenstufen. [Cen15a]



Abbildung 2.1.: Rockot Launch in Plesetsk mit GRACE an Bord

Im Anschluss an die Separation der ersten und zweiten Stufe brachte Stufe 3 („Breeze“) die Satelliten nach etwa 85 Minuten in den geplanten Orbit in 500 km Höhe und separierte sich selber. Die größte Aufmerksamkeit galt bei diesem Manöver der Verhinderung eines Zusammenstoßes von GRACE und Launch Vehicle. Nachdem die Satelliten eine Entfernung von ca. 40 m erreicht hatten, wurde mit der Lageregelung der Oberstufe begonnen und diese weggedreht. Nach etwa 200 m Entfernung konnte sie aus dem GRACE-Orbit mittels Orbit-Thruster entfernt werden.

Die Separationen wurden von den Bodenstationen in Plesetsk, Moskau und St. Petersburg in „Sichtweite“ kontrolliert. Zusätzlich standen die DLR-GSOC Stationen in Weilheim und Neustrelitz sowie NASA Einrichtungen in McMurdo, Spitzbergen und Poker Flatshall für Temeletrie-Downlink und Command-Uplink zur Verfügung. [Cen15b]

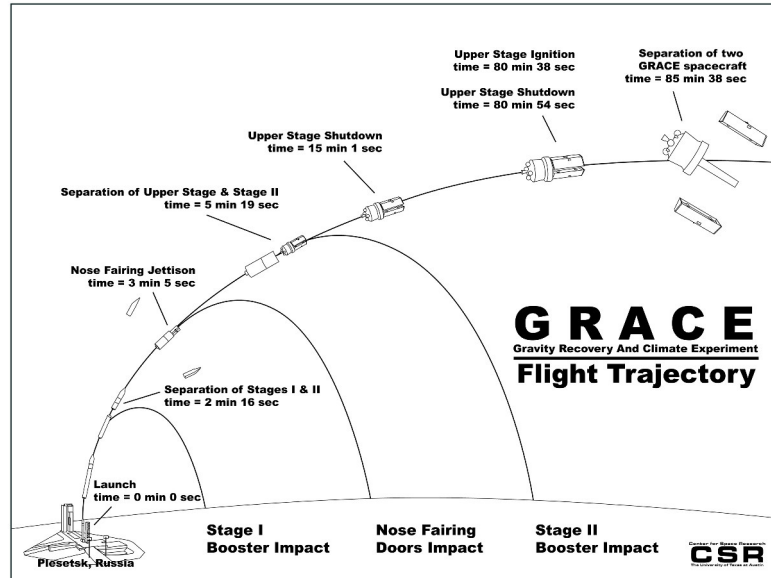


Abbildung 2.2.: Übersicht über den Bahnverlauf der GRACE Satelliten nach Launch

Das ROCKOT-System wurde erstmals im Dezember 1994 in Baikonur, Kasachstan, gestartet. Mit einer Payload von 1900 kg liegt es zwischen den Systemen KOSMOS (1500 kg für Low-Earth-Orbit) und TSYKLON (3600 kg für LEO), damit ausreichend für die beiden mittelgroßen GRACE Satelliten mit einem Gewicht von ca. 500 kg jeweils. Viele der ROCKOT-Komponenten haben ihren Ursprung in älteren russischen Raumfahrtmissionen, beispielsweise die wiederzündfähige Oberstufe (3. Stufe), welche bis dato eine Zuverlässigkeitsrate von 100 % besaß. [Cen15c]

2.2. Orbit

Die GRACE Satelliten konnten ohne Zwischenfälle innerhalb der „Launch and Early Orbit Phase“ (LEOP) ihren vorgesehenen Orbit in einer Höhe von ca. 500 km (Low Earth Orbit, LEO) erreichen. Die Inklination beträgt 89°, d.h. die Raumsegmente überfliegen in jedem Orbit jeweils Nord- und Südpol. Dies ist speziell für die Lageregelung durch die Magnetic Torquer von Bedeutung, da dort die Feldlinien optimal für den Aufbau der notwendigen Lorentz-Kraft stehen.

Tabelle 2.1 gibt Informationen über die genauen Bahndaten in Form der Ende Januar gültig gewesenen Two-Line-Elemente: [n2y15]

GRACE 1								
1	27391U	02012A	15022.21891609	.00011760	00000-0	17243-3	0	326
2	27391	089.0008	086.7223	0009408	022.9108	072.2320	15.55357820720084	

GRACE 2								
1	27392U	02012B	15022.21197094	.00011846	00000-0	17363-3	0	366
2	27392	089.0010	086.7623	0009708	023.1006	035.0540	15.55363502720080	

Tabelle 2.1.: Two-Line-Elemente GRACE 1 und 2 (Stand: 23.1.2015)

Die zur Bahnbestimmung wichtigen Kepler-Elemente sind in Tabelle 2.2 zusammengefasst:

Kepler-Bahnelemente	GRACE 1	GRACE 2
Argument d. Perigäums	22.9108°	23.1006°
Exzentrizität	0.0009408	0.0009708
Inklination	89°	89°
Rektaszension d. aufst. Knotens	86.7°	86.8°
große Halbachse	6779 km	6779 km
mittlere Anomalie	72.2320°	35.0540°

Tabelle 2.2.: Übersicht der Bahnelemente

Nach mittlerweile 13 Jahren Mission ist die Bahnhöhe auf ca. 400 km gesunken.

2.3. Missionsverlauf und -ziel

Die GRACE-Mission (Gravity Recovery And Climate Experiment) hat den Auftrag das Gravitationsfeld der Erde mit zuvor noch nicht erreichter Genauigkeit sowohl ort- als auch zeitabhängig zu messen. Aus den Messungen wird ein Modell der Erde mit ihren spezifischen Gravitationschwankungen erstellt, welche vorwiegend aus dem hydrologischen Zyklus herrühren. Der Vorgänger von GRACE war die ebenfalls sehr erfolgreiche Mission CHAMP.

Die größte Besonderheit stellt die Tatsache dar, dass die beiden Raumsegmente mit ihren Massen selber die Proben darstellen, um aus den Bewegungsdaten der Satelliten auf das Gravitationsfeld zurückrechnen zu können. Dazu fliegen GRACE 1 und 2 in einem nominalen Abstand von 220 ± 50 km hintereinander. Dieser Abstand wird durch eine Mikrowellenverbindung zwischen den Satelliten mit sehr hoher Genauigkeit gemessen. Das wissenschaftliche Prinzip beruht auf der Tatsache, dass bei Veränderung der Gravitationsstärke die Entfernung sich aufgrund der differentiellen Beschleunigung an diesem Punkt vergrößern bzw. verkleinern wird. [Cen15d]

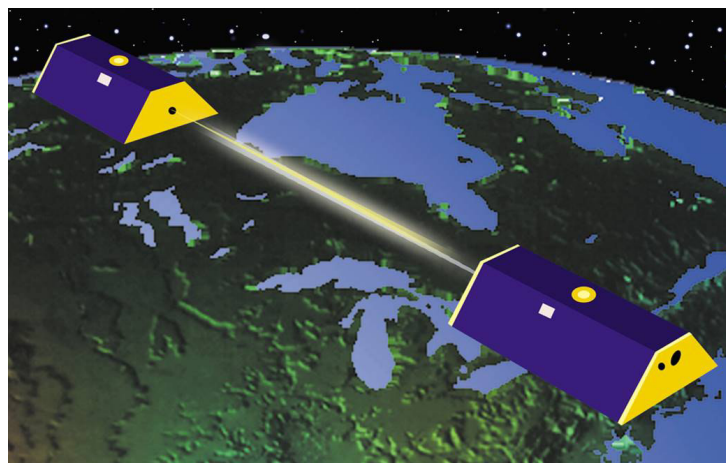


Abbildung 2.3.: Skizze der fliegenden GRACE-Satelliten

Im Laufe der Missionszeit wurde die Reihenfolge der Satelliten mehrmals umgedreht, da auf GRACE 2 eine von zwei Sternkameras schlechtere Eigenschaften aufwies. Durch fortlaufende Änderung des Leader/Follower-Verhältnisses war es möglich, die besser funktionierende Sternkamera von GRACE 2 durchgehend zu verwenden und somit Treibstoff zu sparen.

Da sich Qualität und Quantität der Messdaten durch eine hohe Laufzeit der Mission auszeichnen, ist man stets bemüht die Lebenserwartung so weit es geht zu steigern. Mit einer aktuellen Laufzeit von 13 Jahren sind zwar die anfangs geplanten 5 Jahre bereits weit übertroffen, eine Überlappung mit der Nachfolgemission GRACE Follow On, welche nach Planung 2017 den Launch antreten wird, wäre aber sehr wünschenswert. Dabei ist das Problem nicht der in begrenzter Menge zur Verfügung stehende Treibstoff (nach aktuellen Schätzungen reicht dieser für eine Laufzeit von 17 Jahren), sondern die Energieversorgung über die Solarpanels bzw. durch die Batterie. Besonders letztere hat durch die anspruchsvollen Bedingungen im Weltraum schon einiges an Leistung eingebüßt, da eine Betriebsdauer von nur fünf Jahren vorgesehen war. [DH14]

2.4. Raumsegment

Um die Untersuchungen innerhalb des Kaltgas-Systems und der Attitude and Orbital Control Systems (AOCS) nachvollziehen zu können, ist ein Verständnis der Technik der Satelliten notwendig.

2.4.1. Koordinatensystem

Zur Steuerung und Kontrolle muss das Raumsegment in drei Achsen mit Plus- und Minus-Richtung aufgeteilt werden. Dabei wird nach konventioneller Weise die Roll-Achse mit dem Buchstaben x, die Pitch-Achse mit y und die Yaw-Achse mit z bezeichnet, die Plus-Richtung wird jeweils in Richtung der Pfeile mit dem Uhrzeigersinn gezählt, die Minus-Richtung entgegen diesem:

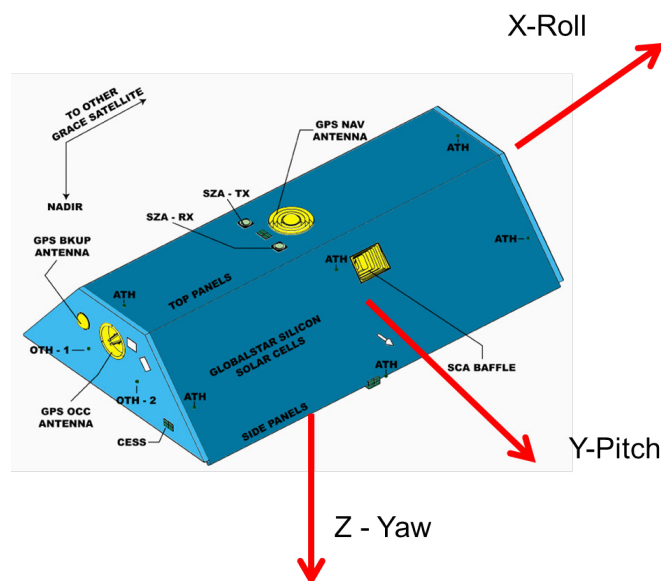


Abbildung 2.4.: Koordinatensystem des Raumsegmentes

Die Satelliten sollten während der Science Phasen stets so ausgerichtet sein, dass die z-Achse senkrecht zur Erdoberfläche steht.

2.4.2. Struktureller Aufbau

Bei Betrachtung des inneren Aufbaus nach Abb. 2.5 sind für nachfolgende Untersuchungen vorwiegend die beiden Tanks auf der -x und +x-Position von Bedeutung, diese sind symmetrisch zur y-Achse mit einem Abstand von 57 cm zum geometrischen Mittelpunkt verbaut. Ebenfalls von großer Bedeutung sind die an dem linken Endpanel angebrachten Orbit-Thruster (-x-Position). Hinter dem Panel befindet sich die On-Board-Data-Handling-Komponente, das zentrale Rechenzentrum des Satelliten. Mittig angebracht sind weitere elektronische Komponenten wie die PCDU (Power Control and Distribution Unit), dem Accelerometer (Beschleunigungsmessgerät) und der ICU (Instrument Control Unit).

Zu den AOCS Systemen gehören neben dem Kaltgas-System (Tanks, Leitungen, Thruster, Ventile,...) im Besonderen die Magnetic Torquer (MTQ), die Inertial Measurement Unit (IMU), den Coarse Earth and Sun Sensors (CESS) und die ebenfalls zur Lagebestimmung notwendigen Sternkameras (SCA, Star Camera Assembly).

Die Science Systeme stützen sich vor allem auf das zur Entfernungsmessung bestimmte Microwave Assembly (Mikrowellenverbindung im K-Band, KBR Assembly) und dem Accelerometer (Beschleunigungssensor). Des Weiteren sind die Mass Trim Mechanics (MTM, Trimmassen) zur Ausbalancierung des Schwerpunktes Bestandteil der wissenschaftlichen Systeme an Bord. Mit ihnen ist es möglich, die Satelliten selber als Probemasse im Erdschwerefeld fungieren zu lassen, da der Schwerpunkt auf $\pm 40 \mu\text{m}$ genau gehalten werden kann. [HPCB03]

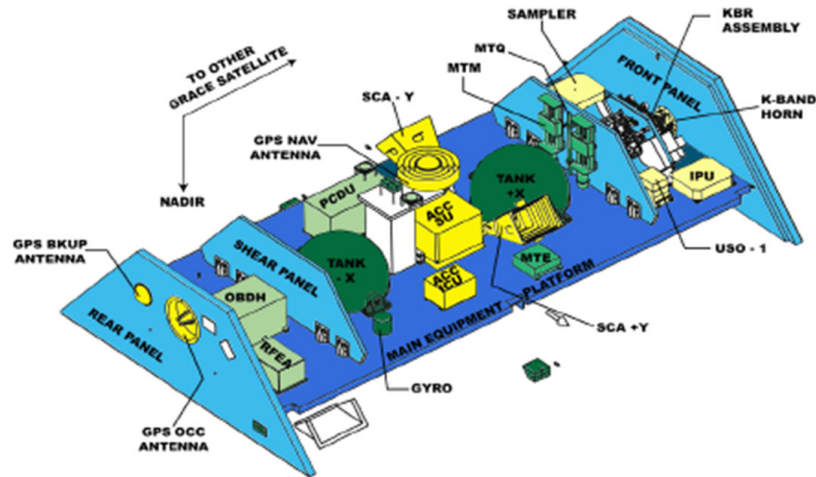


Abbildung 2.5.: Überblick über die Einzelkomponenten (1)

Die Ansicht von unterhalb verdeutlicht nochmal die Lage der MTMs (grün eingezeichnet, zwei pro Achse) und zeigt die Position der Batterie am hinteren Ende (-x) des Satelliten, welche die Energieversorgung während der Schattenphasen sichert. In rot gezeichnet sind die für die Akkommodation des Satelliten auf dem Launch Vehicle notwendigen Adapter (siehe Abb. 2.6).

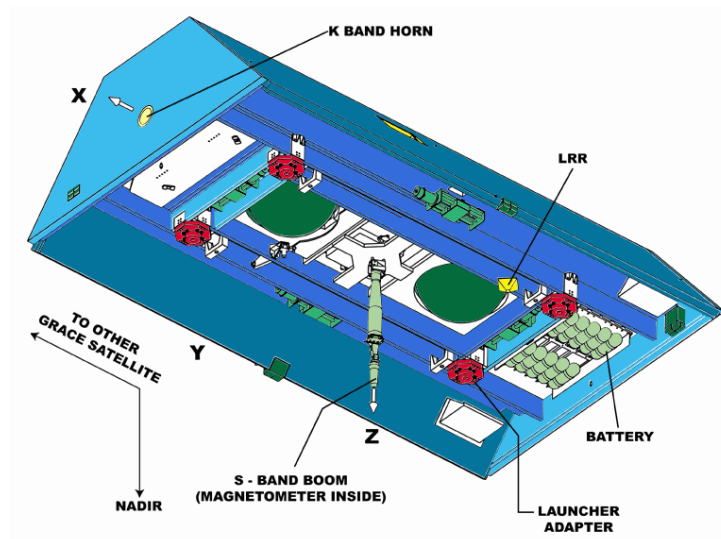


Abbildung 2.6.: Überblick über die Einzelkomponenten (2)

2.4.3. Systeme

Die Systeme der GRACE Satelliten lassen sich grundsätzlich in zwei verschiedene Bereiche einteilen. Zum einen ermöglichen alle der AOCS-Einheit zugehörigen Systeme einen reibungslosen Ablauf und eine stabile Lage der Satelliten. Zum anderen beschäftigen sich die Science-Systeme ausschließlich mit der Sammlung und Qualität von wissenschaftlichen Daten, die zur Erforschung des Erdschwerefelds von Nöten sind.

2.4.3.1. Attitude and Orbital Control Systems (AOCS)

Kaltgas-System

Der Hauptbestandteil der Bahn- und Lageregelung der GRACE Satelliten ist das Kaltgas-System (siehe Abb. 2.7). Dieses ist in zwei getrennte Branches (Zweige) mit jeweils einem Tank (Pressure Vessel 1 und 2) gegliedert, welche den Hochdruckteil des Systems (rot) unter Druck setzen. Zu Beginn der Mission lag dieser bei ca. 350 bar, da mit fortlaufender Mission die Thruster Treibstoff aus den Tanks verbrauchen, nimmt dieser Druck in erster Näherung linear ab (mit Ausnahme der ersten Wochen nach Launch zur Einstellung des Systems). Die Befüllung der Tanks mit Treibstoff vor Missionsbeginn erfolgte über das Fill and Drain Valve (FV) direkt in den Hochdruckteil von Branch 2.

Die Branches sind für den Fall eines notwendigen Massenausgleichs über das Solenoid Valve (SV) miteinander verbunden. Ein derartiger Austausch fand bis dato nicht statt, d.h. das Ventil blieb geschlossen. Ebenso für den Notfall kann über die High-Pressure-Latching-Valves (HPLV) eine von beiden Branches geschlossen und die Thruster der jeweils anderen benutzt werden (z.B. im Falle eines Lecks).

Da die Thruster mit einem konstanten Druck versorgt werden müssen (ca. 1.5 bar), sorgt ein Pressure Regulator (PR) für die Umwandlung des variierenden Hochdrucks in Niederdruck (blau). In diesem Teil befindet sich auch der Low-Pressure-Filter (LPF) für die Reinigung des Gases, um die Thruster oder ähnlich empfindliche Teile durch Verunreinigungen nicht zu verstopfen.

Am Ende der Leitungen sind pro Branch sieben Thruster, sechs Attitude-Thruster (ATH11..16 bzw. ATH21..26 für Lageregelung) und ein Orbit-Thruster (OTH11 bzw. OTH21 für Bahnregelung), angeschlossen.

Jede Branch verfügt über einen Drucksensor im Hochdruck- und Niederdruckteil des Systems (High- und Low-Pressure-Transducer, HPT und LPT), welche die Messungen an das OBDH weitergeben und von dort ausgelesen werden können. Des Weiteren wird für beide Tanks die Temperatur über drei Sensoren (Messung jeweils für Tank 1 und 2, zusätzlich redundante Messung für Tank 2) gemessen und protokolliert. [FS99]

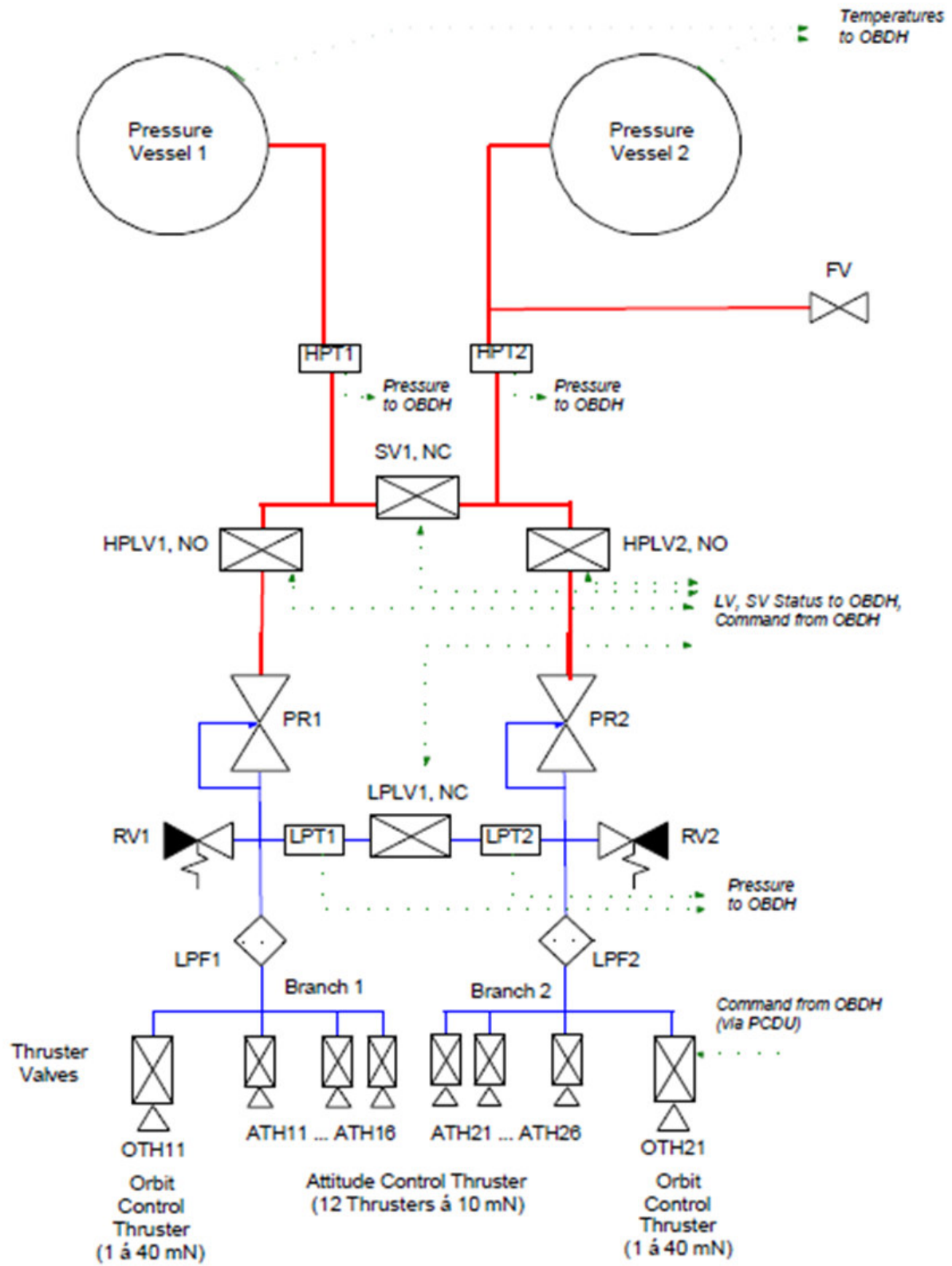


Abbildung 2.7.: Aufbau des Kaltgas-Systems

Thruster

Das System besitzt insgesamt 12 Thruster zur Lage- und 2 Thruster zur Bahnregelung, welche gleichmäßig auf die beiden Branches aufgeteilt sind. Da jede Branch über 6 Lagethruster verfügt, können mit nur einer Branch somit alle drei Achsen (roll, pitch, yaw) kontrolliert werden (2 Thruster pro Achse in Plus- und Minus-Richtung). Im Notfall kann die zweite Branch daher alle Aufgaben selbstständig übernehmen. Über das Solenoid Valve ist es zusätzlich sogar möglich, den Treibstoff aus der nicht mehr funktionsfähigen Branch zu verbrauchen. Die Schubkraft der Attitude-Thruster liegt bei 10 mN, die der Orbit-Thruster bei 40 mN (Toleranz $\pm 5\%$). [FS99]

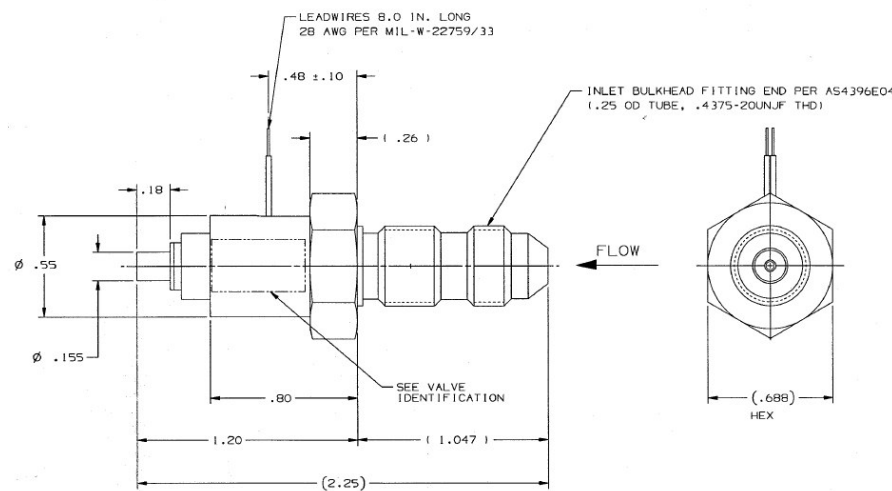


Abbildung 2.8.: Technische Zeichnung der Lagethruster

Magnetic Torquer

Da die Lebenserwartung der Raumsegmente hauptsächlich durch die Menge an mitgeführtem Treibstoff begrenzt wird, kann ein sparsamer Umgang einen großen Gewinn an Missionslaufzeit bedeuten. Aus diesem Grund gibt es für die Lageregelung zusätzlich zu den Thrustern die Magnetic Torquer. Diese können nach dem Lorentz-Prinzip durch einen stromdurchflossenen Leiter im Erdmagnetfeld eine Kraft aufbauen, welche den Satelliten in die gewünschte Richtung dreht. Da die Feldlinien an den Polen optimal für diese Manöver ausgerichtet sind und die Inklination von GRACE 89° beträgt, kann zweimal pro Orbit durch die Magnetic Torquer Treibstoff gespart werden.

Sternkameras

Ebenfalls den Lageregelungssystemen zugehörig sind die Sternkameras (SCA, Star Camera Assembly). Verbaut in Richtung der y-Achse auf beiden Seiten, liefern sie zusammen mit den CESS die Daten für die Lage des Satelliten im Raum, auf deren Basis die Regelung reagieren kann. Sternkameras ist es mit Hilfe ihrer Sensorik und der eingebauten optischen Instrumente möglich, Sterne anhand ihrer Helligkeit zu identifizieren und Sternbilder zu erkennen. Wenn die Richtung der entdeckten Sterne bekannt ist, kann die Ausrichtung des Satelliten hiervon abgeleitet werden. Zur Analyse der aufgenommenen Bilder haben die Kameras ein für sie bestimmtes Field of View, welches die Größe des Auswertungsbereiches festlegt. Für GRACE stehen pro Satellit zwei Sternkameras zur Verfügung.

2.4.3.2. Wissenschaftliche Systeme

Mikrowellenverbindung

Die Grundlage der wissenschaftlichen Daten beruht auf der Entfernungsmessung der beiden Satelliten. Diese wird vom Operations-Team auf etwa 220 km gehalten. Mit Hilfe einer hochgenauen Mikrowellen-Technik im K-Band kann die Entfernung in einer den Anforderungen entsprechenden Qualität gemessen werden. Die Einrichtung zum Senden und Empfangen der Mikrowellen sitzt an beiden Satelliten vorne an der +x-Position. Hieraus ergibt sich die Notwendigkeit, dass einer der beiden GRACE Satelliten „rückwärts“ fliegen muss.

Beschleunigungssensor

Zusätzlich zur Entfernungsmessung ist eine genaue Kenntnis über die Beschleunigung der Satelliten unerlässlich. Aus diesen Daten ist es möglich, Schlussfolgerungen über die wechselnde Gravitationsstärke zu ziehen, da diese für eine sich ändernde Beschleunigung sorgt. Das Accelerometer genannte Bauteil ist in der Nähe des Satellitenmittelpunktes verbaut.

Trimm Massen

Das letzte der wissenschaftlichen Systeme dient dazu, den Schwerpunkt der Satelliten (Center of Mass) zu jeder Zeit innerhalb eines gewissen Limits für alle Achsenrichtungen halten zu können. Das CoM kann sich vorrangig durch den Verbrauch von Treibstoff, aber auch durch sich lösende Elemente im Inneren der Satelliten, zu Ungunsten der Balance verschieben. Hierzu wurden pro Achse zwei Trimm Massen mit einer Masse von jeweils 4.75 kg verbaut, welche sich mittels einer sehr feinen Spindel mit kurzer Schrittweite entlang der Achsenrichtung verschieben lassen. Da der Schwerpunkt nicht über 100 μm in die positive oder negative Richtung vom Nullpunkt abwandern darf, ist eine kleine Verschiebung im Zentimeter-Bereich ausreichend. Aufgrund der wachsenden Massendifferenz zwischen den Tanks war eine Korrektur für die x-Achse mittels dieser Trimm Massen für beide Satelliten diverse Male erforderlich. [MFP01]

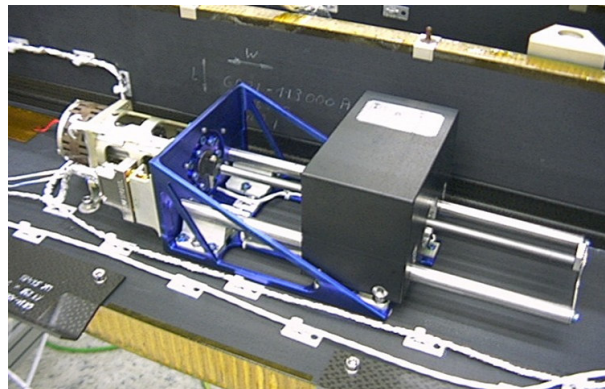


Abbildung 2.9.: Schienengeführte Trimm Masse der Mass Trim Mechanic

3. Beschreibung der Anomalien

Der wesentliche Inhalt der vorliegenden Diplomarbeit umfasst die Beschreibung und Analyse diverser Anomalien („Anomalies“) innerhalb des Satelliten Kalt-Gas-Systems der GRACE-Mission. Diese Anomalien wurden auf ihren Ursprung überprüft, um evtl. vorhandene Fehler in der Technik des Raumsegmentes oder in den speziellen Anforderungen der Wissenschaftsmision ausmachen zu können. Für zukünftige Missionen ist die Aufklärung der Ursachen von großem Vorteil.

Das folgende Kapitel beschreibt die Anomalien, die während der GRACE Mission an Bord der Satelliten aufgetreten sind. Es bildet die Grundlage für die darauffolgenden Untersuchungsansätze.

3.1. Differenz der Treibstoffmassen auf GRACE 2

Das Problem der unterschiedlichen Treibstoffmassen auf GRACE 2 entwickelte sich langsam, aber dennoch stetig. Während GRACE 1 nach zwölf Jahren Flugzeit einen Unterschied in den Treibstoffmassen Δm zwischen Tank 1 und Tank 2 von ca. 150 g entwickelte, betrug er auf GRACE 2 schon 350 g. Wie Abbildung 3.1 zeigt, verläuft der Unterschied Δm (Tank 1 minus Tank 2, negatives Vorzeichen) bei beiden Satelliten mit zunehmender Zeit annähernd linear. Die anfängliche, nicht lineare Entwicklung lässt sich durch einen gesteigerten Treibstoffverbrauch zu Beginn jeder Mission begründen, an dem eine stabile Lage des Raumsegmentes und ein standardisierter Umgang in der Kontrolle erst noch gefunden werden muss. So konnte GRACE 1 zwei Tage lang nicht im Science Mode betrieben werden, da größere Probleme mit der Instrument Processing Unit bestanden (IPU) und der Treibstoffverbrauch somit ein Vielfaches vom Normalzustand betrug. [DH14]

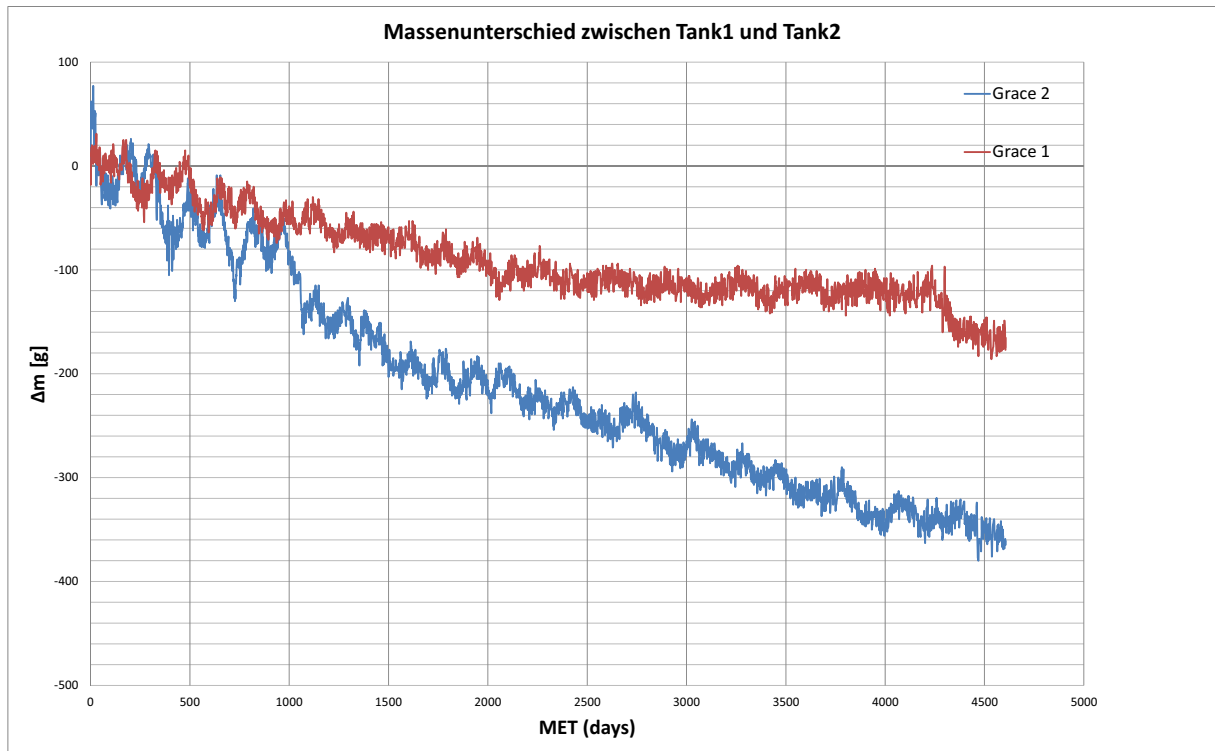


Abbildung 3.1.: Entwicklung der Treibstoffmassen-Differenz Δm auf GRACE 1 und 2

Da die Massen nicht direkt als Messwerte vom Onboard-Data-Handling-System (OBDH) des Satelliten gesendet, sondern aus Druck- und Temperaturmessungen am Tank berechnet werden, kann das Problem der unterschiedlichen Treibstoffmassen auf GRACE 2 auf seine physikalische Existenz hin überprüft werden. Eine vollständige Überprüfung der Treibstoffmassenberechnung findet zusätzlich zur Untersuchung der Differenzursache in Kapitel 4.2 statt.

3.2. Diskrepanz zwischen Schwerpunktberechnung und -kalibration

Die zweite Anomalie auf dem Satelliten GRACE 2 (vom Science Team GRACE B bezeichnet) betrifft die Ablage der Schwerpunktberechnung zu der regelmäßig durchgeführten Kalibration mittels eines standardisierten Verfahrens. Durch die Differenz der Treibstoffmassen in den beiden Tanks muss eine Verschiebung des Schwerpunkts in Richtung des schwereren Tanks (+x-Position) erwartet werden, dies spiegelt die Kalibration der Schwerpunktposition jedoch nicht im selben Ausmaß, wie es die Höhe von Δm bedingen würde, wider. Wie Abbildung 3.2 zeigt, besteht zwischen der Berechnung mittels physikalischer Formeln („Tracking“-Modell in der Grafik, blau) und der Kalibration („calibration“, rot) für GRACE 2 ab etwa 2010 eine deutliche Diskrepanz. Während die Berechnung in jüngster Zeit ein „Weglaufen“ des Schwerpunkts um etwa 150 Mikrometer in positive X-Richtung erwarten lässt, kann die Kalibration nach mittlerweile drei Trimm Massenbewegungen diesen starken Trend nicht vollkommen bestätigen. Gut erkennbar sind außerdem die Sprünge des „Tracking“-Modells, verursacht durch ein kommandiertes Verschieben der MTM - Vorrichtung für die Wiederherstellung der Balance. [DB14]

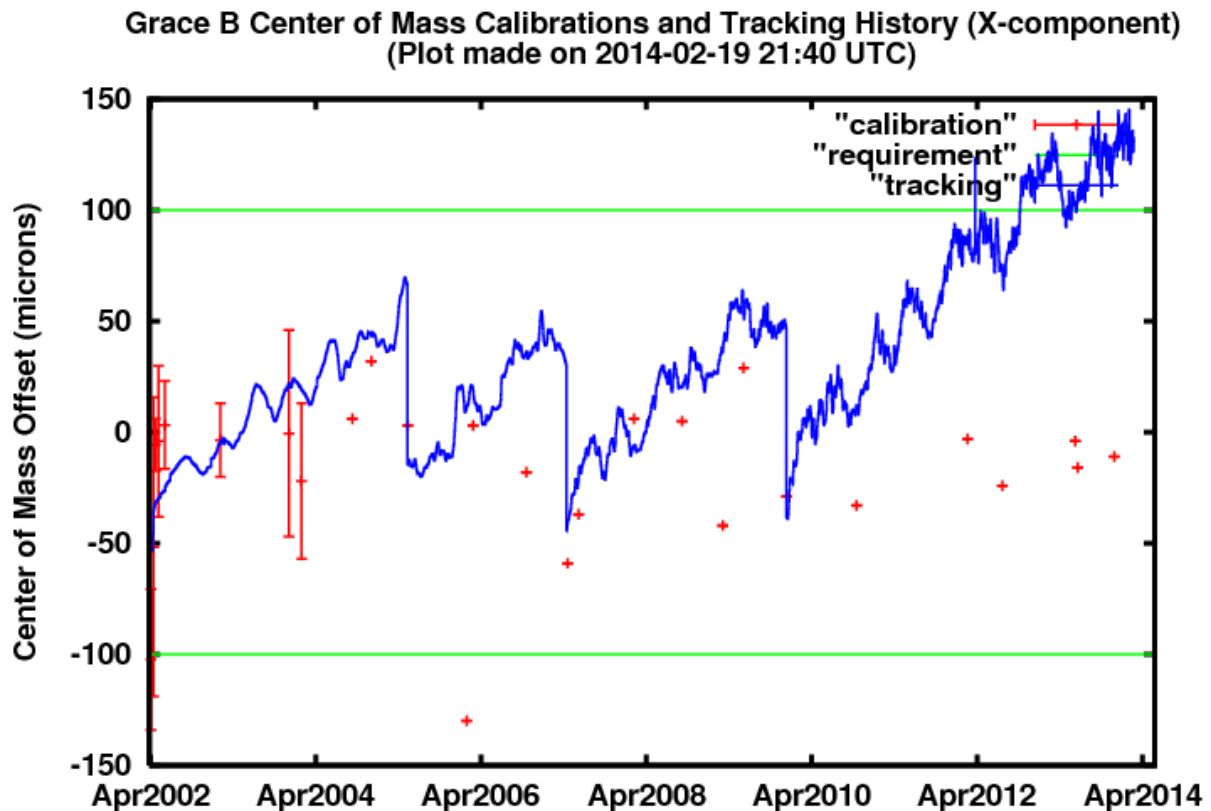


Abbildung 3.2.: GRACE 2 Schwerpunktberechnung und -kalibration über die Dauer der Mission

Die Änderung des Berechnungsmodells kann in guter Näherung als linear angenommen werden, demnach würde sich der Schwerpunkt jedes Jahr um etwa 30-35 Mikrometer weiter in positive X-Richtung verschieben. Dieses Verhalten entspricht der Erwartung, wenn der steigende Unterschied zwischen der Treibstoffmasse in Tank 1 (in positiver X-Richtung) und Tank 2 (in negativer X-Richtung) berücksichtigt wird. Des Weiteren ist zu beachten, dass die gesamte Genauigkeit der Kalibration etwa $\pm 40 \mu\text{m}$ beträgt.

Zum Vergleich zeigt Abbildung 3.3 die Entwicklung des Schwerpunktes auf GRACE 1 (bzw. GRACE A). Das Berechnungsmodell läuft seit Beginn der Mission kongruent zu den Kalibra-

tionsdaten. Zwischen Schwerpunktberechnung und -kalibration ist keine derartige Diskrepanz erkennbar. Dies war angesichts der weniger unterschiedlichen Treibstoffmassen der Tanks zu erwarten.

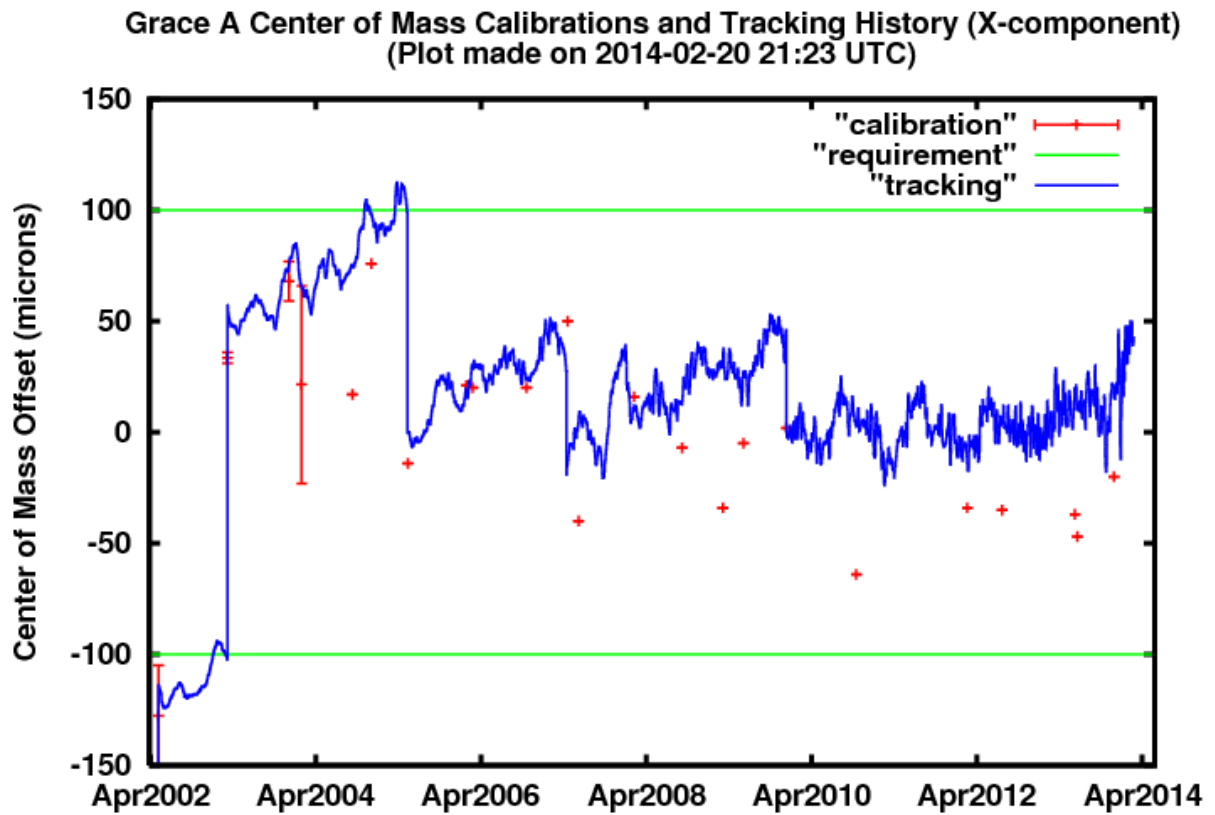


Abbildung 3.3.: GRACE 1 Schwerpunktberechnung und -kalibration über die Dauer der Mission

Die Lage des Schwerpunkts in einem Toleranzbereich von $\pm 100 \mu\text{m}$ ist aufgrund der Science-Tätigkeit der GRACE-Satelliten zwingend erforderlich. Die Satelliten fungieren selber als Probenmasse und nehmen somit Einfluss auf die Messungen des Erdschwerefelds. [DB14]

3.3. Differenz der Roll-Thruster On-Times auf GRACE 2

Ab etwa der Hälfte der Missionsdauer ist eine Differenz zwischen den Plus-Roll-Thrustern und den Minus-Roll-Thrustern hinsichtlich ihrer On-Times (die Zeit, während der tatsächlich Schub durch die Thruster geliefert wird) festzustellen. Da dies auf GRACE 1 nicht auftritt, kann ein systematischer Fehler durch äußere Einflüsse wie Strahlungsdruck der Sonne oder Folgen aus Inklination, Exzentrizität des Orbits oder dergleichen, ausgeschlossen werden. (siehe Abb. 3.4) [DH14]

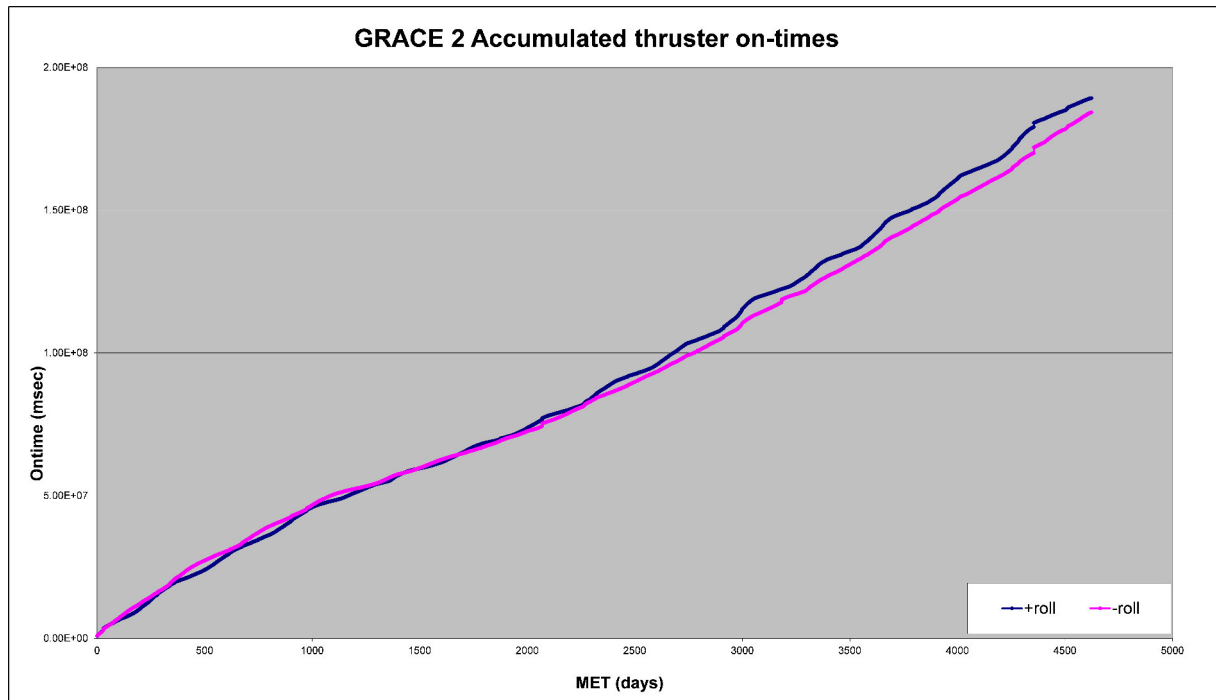


Abbildung 3.4.: GRACE 2: Akkumulierte Roll-Thruster On-Times im Laufe der Mission

In Abb. 3.4 ist zu erkennen, dass ab einer Mission Elapsed Time (MET) von etwa 2300 Tagen die beiden Plus-Roll-Thruster auf GRACE 2 deutlich länger Schub lieferten als die beiden Minus-Roll-Thruster. Dies wird durch die akkumulierten On-Times der Thruster zum Ausdruck gebracht. Dieser Zustand hielt bis zum Ende des untersuchten Zeitraums (MET 0 bis ca. 4500) mit einem relativ konstanten Offset an, vergrößerte sich also kaum mehr. Der Verlauf der Plus- (im Diagramm rot dargestellt) und Minus-Roll-Thruster-On-Times (im Diagramm blau dargestellt) lässt eine übergeordnete Variation erkennen, auf welche im Untersuchungsteil dieser Arbeit (Kapitel 4) genauestens eingegangen wird.

Zum Vergleich liefert Abb. 3.5 die akkumulierten Thruster On-Times von GRACE 1. Beide Roll-Thruster Branches verlaufen kongruent zueinander und zeigen keine Unterschiede. Dies stellt den erwarteten Normal-Zustand dar, da beide Satelliten auf die y-Achse bezogen die selbe Fläche aufweisen (siehe Kapitel 2.4). Der einzige Unterschied besteht in der Flugrichtung. Während der „Leader“-Satellit rückwärts fliegt, muss der „Follower“ zwangsweise in der yaw-Achse um 180° gedreht fliegen, um die Mikrowellenverbindung aufrechtzuerhalten. Im Laufe der Mission wurden mehrere „Swaps“ durchgeführt. [DH14]

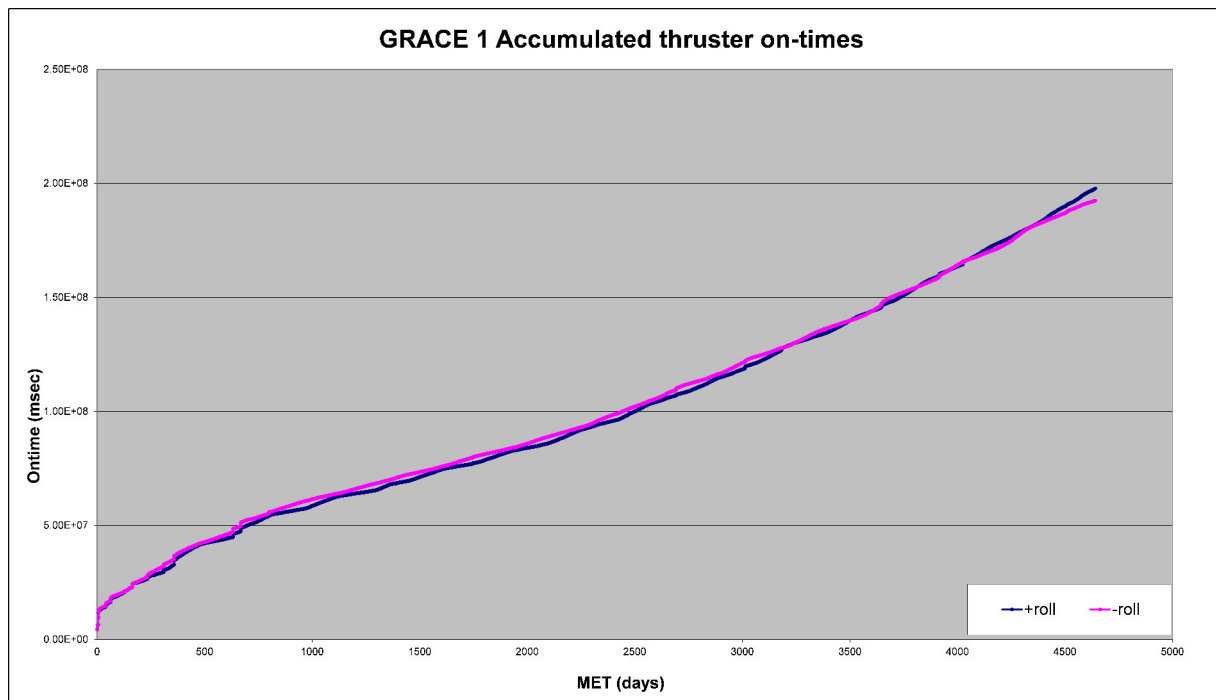


Abbildung 3.5.: GRACE 1: Akkumulierte Roll-Thruster On-Times im Laufe der Mission

Der Verlauf von GRACE 1 zeigt ebenfalls eine übergeordnete, aber abgeschwächte sekundäre Variation.

Die o.g. Messdaten sind protokollierte, nicht durch Berechnung ermittelte Werte und können daher als Vergleichsmöglichkeit verwendet werden.

4. Untersuchungsansätze

Nachfolgendes Kapitel beinhaltet alle angestellten Untersuchungen. Das Ziel bestand darin, die in Kapitel 3 formulierten Anomalien zu erforschen und schlüssige Erklärungen zu finden. Ein Ausschluss möglicher Ursachen stellt einen ebenso großen Erfolg dar.

4.1. Vergleich mit GRACE 1 und TanDEM-X

Wie in Kapitel 2.4 eingehend beschrieben, sind die beiden Satelliten der GRACE Mission baugleich. Dies brachte für alle angestellten Untersuchungen einen großem Vorteil mit sich, da ein schneller Vergleich mit Messdaten von GRACE 1 sofort möglich war. Die TanDEM-X Mission zeigte sich insofern hilfreich, als dass das Kaltgas-System der Orbit-Thruster des Satelliten in Art und Aufbau sehr identisch zu dem von GRACE ist. Somit konnten diverse Abschätzungen und Verhaltensmuster durch die TanDEM-X Daten bestätigt oder widerlegt werden.

Das Hauptproblem der Vergleichsstrategie bestand darin, physikalisch existente, systematische Anomalien von kurzfristigen „Ausreißer“-Messwerten (durch z.B. Messfehler und -rauschen) abzugrenzen, da diese naturgemäß auch bei GRACE 1 auftraten, aber in unterschiedlichen Mustern.

Der Vergleich von GRACE 2-Daten mit anderen Satelliten fand vor allem bei folgenden Komponenten/Eigenschaften statt:

- Druck- und Temperatursensoren im Tankkessel
- Treibstoffdaten (Verbrauch, Differenzmasse zwischen beiden Tanks an Bord)
- Schwerpunktverschiebung (mit Verlauf der MTM-Änderungen)
- Thruster On-Times (inkl. aller abgeleiteten Berechnungen)
- Thruster Activations (inkl. aller abgeleiteten Berechnungen)

Die Ergebnisse der einzelnen Vergleiche werden jeweils in den nächsten Abschnitten erläutert.

4.2. Berechnung der Treibstoffmasse

Da im Rahmen dieser Untersuchungsarbeit alle Ursachen, hervorgerufen durch etwaige technische oder in Zusammenhang mit dem Orbit stehende Probleme, in Betracht gezogen werden müssen, ist die Überprüfung bzw. Nachvollziehung der Berechnung der verbleibenden Treibstoffmasse ein wesentlicher Schritt. Diese Berechnung wird auf Grundlage von den in Kapitel 2.4 erwähnten Druck- und Temperatursensoren am Tankkessel durchgeführt, kann zu Kontrollzwecken aber auch durch die Anzahl der Thruster Activations bzw. der Summe der Thruster On-Times mittels eines bestimmten Massendurchsatzes kalkuliert werden.

4.2.1. Berechnung aus physikalischen Zusammenhängen

Für die Berechnung aus bekannten physikalischen Gesetzen sind die Kennwerte des gasförmigen Treibstoffmaterials Stickstoff N_2 in Tabelle 4.1 gegeben: [KK11] [SHP12]

R_S	Spezifische Gaskonstante	296.81	$[\frac{J}{kg \cdot K}]$
M	Molmasse	28.01	$[\frac{g}{mol}]$
a	Kohäsionsdruck	140.8	$[10^{-3} * \frac{Pa \cdot m^6}{mol^2}]$
b	Kovolumen	0.0391	$[10^{-3} * \frac{m^3}{mol}]$
V	Volumen pro Tank	52	[l]

Tabelle 4.1.: Physikalische Kennwerte von gasförmigem N_2

Der Realgas- oder auch Kompressibilitätsfaktor Z , welcher abhängig von Druck P und Temperatur T in verschiedenen Bereichen liegt, wird zwischen einem minimalen Z_{min} und einem maximalen Wert Z_{max} interpoliert. [Wac14]

Im Bereich von $T < 25^\circ C$ berechnet sich Z nach folgender Formel:

$$Z_{25} = \frac{(C - B) \cdot T}{25} + B \quad (4.1)$$

Im Bereich von $T < 0^\circ C$ gilt:

$$Z_0 = \frac{(B - A) \cdot (T + 25)}{25} + A \quad (4.2)$$

Die Konstanten A, B und C sind wiederum abhängig von diversen Druckbereichen.

Tabelle 4.2 zeigt die verschiedenen Bereiche für Z auf als Funktion des Drucks: [Wac14]

Druck	A	B	C
[bar]			
300	1.113	1.129	1.142
250	1.052	1.077	1.095
200	1.002	1.033	1.055
150	0.9684	1.002	1.024
100	0.956	0.9847	1.004
90	0.9564	0.9833	1.001
80	0.9677	0.9826	0.9992
70	0.9625	0.9825	0.9976

Tabelle 4.2.: Kompressibilitätsfaktor Z als Funktion vom Druck P

4.2.1.1. Ideales Gasgesetz

Die Berechnung des noch im Tank befindlichen Treibstoffes ist durch die Kenntnis von herrschendem Druck P , Temperatur T und Volumen V des Tanks mittels Sonden über das allgemein bekannte ideale Gasgesetz möglich, welches lautet: [KK11]

$$P \cdot v = R_S \cdot T \quad (4.3)$$

Da $v = \frac{V}{m}$ das spezifische Volumen beschreibt, kann Gleichung 4.3 nach der Masse des Treibstoffes umgestellt und damit die Berechnung abgeschlossen werden:

$$m = \frac{P \cdot V}{R_S \cdot T} \quad (4.4)$$

4.2.1.2. Realgas-Variante

Das Gesetz des idealen Gases kann ohne größere Nebenrechnungen gelöst werden, in der Realität aber liefert es bei hohem Druck (Anfangsdruck ca. 350 bar) nur noch ungenügende Ergebnisse. An dieser Stelle musste vom idealen Gasgesetz nach 4.4 abgewichen und die Realgas-Variante nach van der Waals herangezogen werden: [SHP12]

$$Z \cdot R \cdot T = \left(P + \frac{a}{V_m^2}\right)(V_m - b) \quad (4.5)$$

Da in allen bekannten Realgasgleichungen (van der Waals, Virialgleichungen, Redlich-Kwong, Clausius, etc...) das molare Volumen V_m nicht mehr linear enthalten ist, berechnet sich die Masse m aus folgender komplexeren, kubischer Beziehung für V_m :

$$V_m^3 - \left(b + \frac{Z \cdot R \cdot T}{P}\right)V_m^2 + \frac{a}{P}V_m - \frac{b \cdot a}{P} = 0 \quad (4.6)$$

Da

$$V_m = \frac{M}{\rho} = \frac{V \cdot M}{m} \quad (4.7)$$

gilt, ist

$$m = \frac{V \cdot M}{V_m} \quad (4.8)$$

Hiermit lässt sich schließlich die Treibstoffmasse m nach der Cardanischen Lösungsformel für kubische Gleichungen mit einer Unbekannten ermitteln. [Pap09]

Nach dieser Methode kann eine Gleichung der Form $x^3 + ax^2 + bx + c = 0$ (entspricht Gleichung 4.6) durch folgende Vorgehensweise berechnet werden:

Zuerst werden aus den Koeffizienten a, b und c die Hilfsvariablen p und q berechnet:

$$p = \frac{3b - a^2}{3} \quad (4.9)$$

$$q = \frac{2a^3}{27} - \frac{a \cdot b}{3} + c \quad (4.10)$$

Die Diskriminante D ergibt sich daraus zu

$$D = \left(\frac{p}{3}\right)^3 + \left(\frac{q}{2}\right)^2 \quad (4.11)$$

Das Vorzeichen der Diskriminante entscheidet über die Art der Lösung. Ist $D > 0$, entstehen eine reelle und zwei zueinander konjugiert komplexe Lösungen. Da in der Berechnung der Treibstoffmasse m dies durchweg der Fall ist, ist die Lösung für den einen reellen Wert x_1 (entspricht V_m) hinreichend, welcher sich nach

$$x_1 = u + v - \frac{a}{3} = V_m \quad (4.12)$$

mit den Hilfsgrößen

$$u = \sqrt[3]{-\frac{q}{2} + \sqrt{D}} \quad (4.13)$$

$$v = \sqrt[3]{-\frac{q}{2} - \sqrt{D}} \quad (4.14)$$

berechnet.

Der Aufwand dieser kubischen Berechnung lohnt sich in der Genauigkeit der Ergebnisse speziell bei höherem Druck, da reale Zusammenhänge deutlich besser abgebildet werden können als durch das kompakt gehaltene, ideale Gasgesetz. Im operationellen Betrieb ist eine derartige Genauigkeit absolut entscheidend.

4.2.1.3. Operationell

Die im operationellen Betrieb verwendete Berechnung stützt sich ebenso auf eine Realgas-Variante des idealen Gasgesetzes, nämlich: [Wac14]

$$m = \frac{(P \cdot (V1 + V2 \cdot P - 1))}{(T + 273.15) \cdot R_S \cdot Z} \quad (4.15)$$

Hierin beinhalten die Konstanten $V1$ und $V2$ diverse Umrechnungsfaktoren (z.B. bar auf Pa). Das Ergebnis der Rechnung weist sehr geringe Unterschiede zu der von der Bodenstation berechneten Masse (nachfolgend Observation genannt) und der van der Waals Lösung auf (siehe Kapitel 4.2.3).

4.2.2. Berechnung aus Thruster On-Times

Die Berechnung aus den physikalischen Zusammenhängen birgt einige potentielle Gefahren in sich:

- Druck- und Temperatursensoren sind nicht vollständig redundant vorhanden (nur Temperaturmessung einfach redundant)
- Der tatsächliche Messpunkt der Temperatur im Tank kann aufgrund eines bestimmten Temperaturprofils der Tankwand oder ähnlichem Schwankungen enthalten
- Die Treibstoffmasse kann nicht direkt als Größe gemessen werden, somit entsteht eine gewisse Fehlertoleranz bei der Umrechnung bzw. bei der Verwendung von realitätsnahen, dennoch approximierten Formeln

Daher ist eine Kontrolle der erzielten Ergebnisse über einen weiteren, völlig unabhängigen Rechnungsweg erforderlich, der über die Thruster On-Times sichergestellt wird.

Folgendes Verfahren wird hierbei angewandt:

Aus den Thruster-Datenblättern (siehe Anhang A) kann im Labor ermittelter Massendurchsatz \dot{m} [kg/s] abgelesen werden. Die Thruster On-Times t_{on} werden regelmäßig von der Bodenstation empfangen, daraus berechnet sich die verbrauchte Treibstoffmasse m_{used} nach folgender Formel:

$$m_{used} = \dot{m} \cdot t_{on} \quad (4.16)$$

Die verbleibende Treibstoffmasse m ist mit der bekannten Anfangsmasse m_0 im Tank demnach

$$m = m_0 - m_{used} \quad (4.17)$$

Die Summe der Thruster On-Times setzt sich zusammen aus den einzelnen On-Times aller zwölf Lageregelungs- und der beiden Orbit-Thruster, für die Berechnung pro Tank nach Branch getrennt (THR No.1 bis No.6 für Tank 1, THR No.7 bis No.12 für Tank 2).

4.2.3. Auswertung

Nachfolgend werden die Ergebnisse der zuvor formulierten Rechengesetze für die Treibstoffberechnung in den Tanks auf GRACE 1 und 2 grafisch dargestellt und diskutiert. Zusätzlich angegeben ist die Kurve für die von der Bodenstation berechneten Masse, gekennzeichnet mit „observation“. Diese wird als offizielle Massenangabe im laufenden Betrieb verwendet.

Zu beachten ist, dass sich die Berechnung der Observation und der Thruster On-Times Formel auf mehr als 4000 Tages-Mittelwerten aus zwölf Jahren Mission stützen kann. Die Kontrolle durch van der Waals bzw. das ideale Gasgesetz musste sich dagegen aufgrund der standardmäßigen Vorgehensweise bei der Speicherung und Auslesung von Daten im Missionsbetrieb auf etwa 50 Datenpunkte, verteilt auf zwölf Jahre, beschränken. Dies hat aber speziell gegen Ende der Mission wegen der höheren Genauigkeit bei niedrigeren Systemdrücken kaum noch Auswirkungen.

Die Berechnung der Treibstoffmasse auf GRACE 1 durch die angewandten Methoden (ideales Gasgesetz, van der Waals, operationell, Thruster On-Times) im Vergleich mit der offiziellen „observation“ - Kurve zeigt den folgenden Verlauf nach Abb. 4.1 für Tank 1 und nach Abb. 4.2 für Tank 2. Die Masse m ist hier jeweils über die gesamte Missionsdauer in MET (Mission Elapsed Time, in Tagen) aufgetragen.

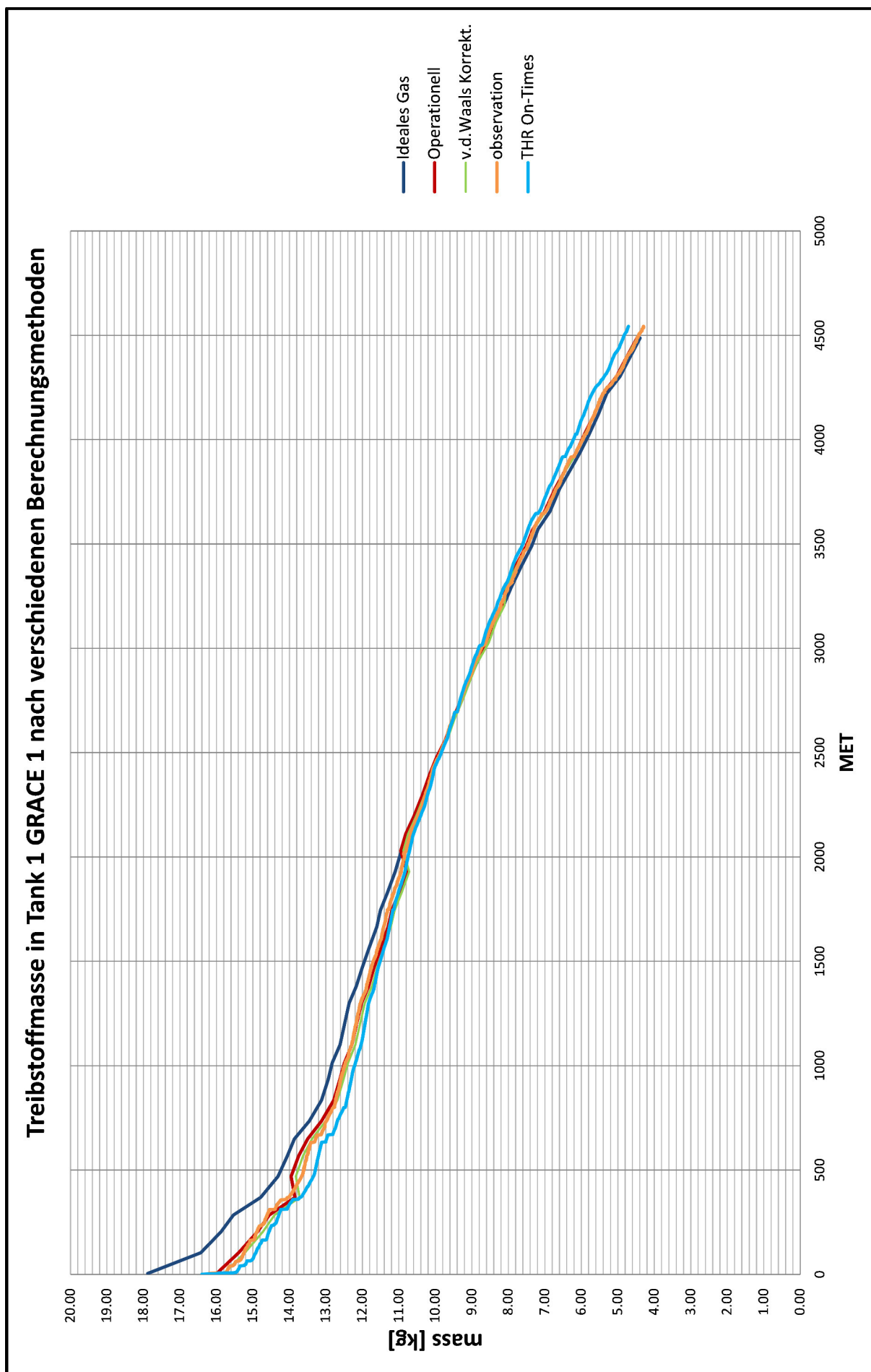


Abbildung 4.1.: Berechnung der Treibstoffmasse auf GRACE 1 Tank 1

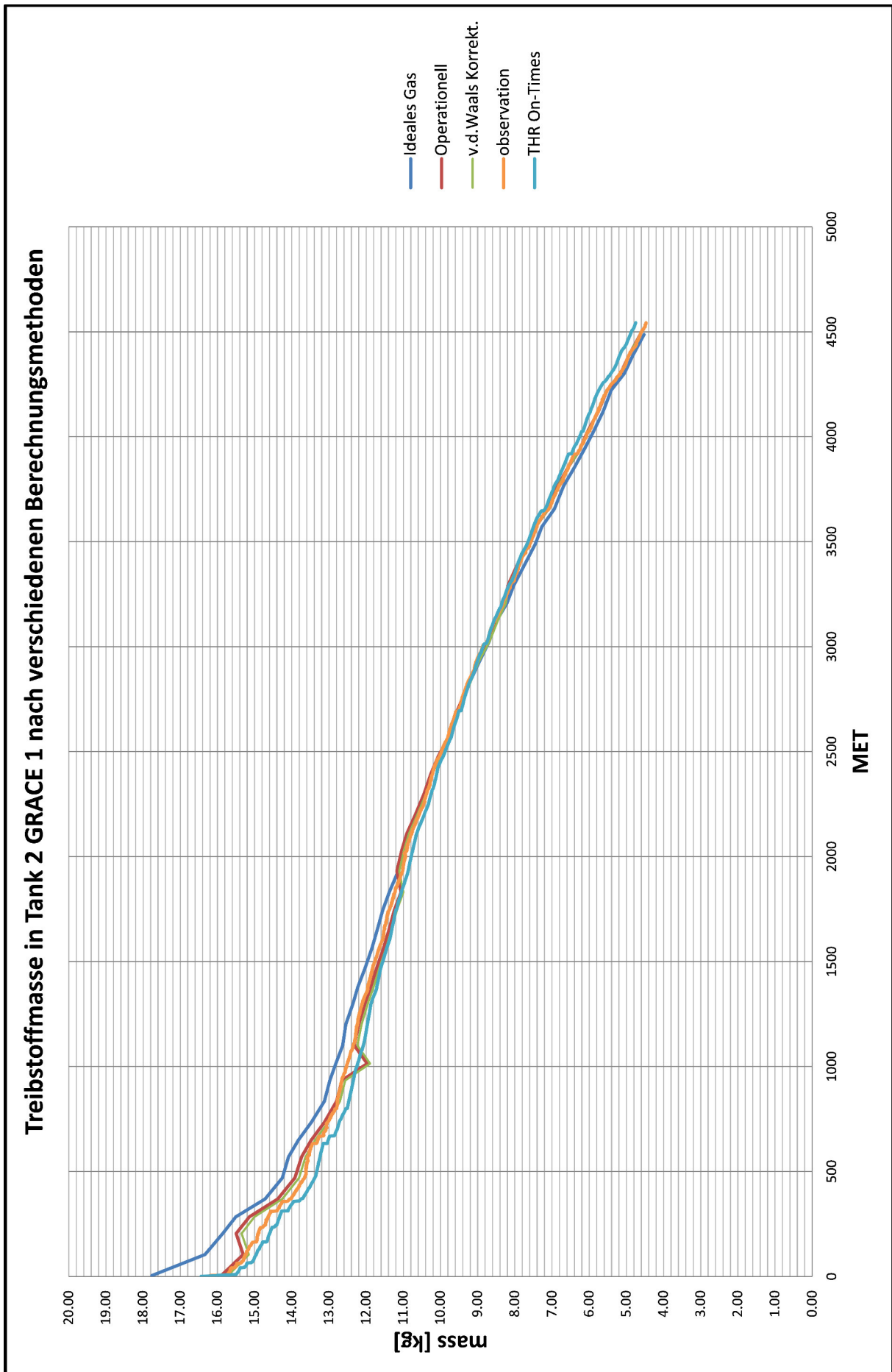


Abbildung 4.2.: Berechnung der Treibstoffmasse auf GRACE 1 Tank 2

Anhand der Verläufe lässt sich eindeutig aufzeigen, dass sowohl mit der Berechnung nach van der Waals als auch nach der operationellen Formel die Observation mit hoher Genauigkeit bestätigt werden kann. Lediglich das Gesetz des idealen Gases zeigt bei hohen Massen ($\hat{=}$ hoher Druck) deutliche Abweichungen. Bei niedrigem Druck wiederum zeigt sich eine aufbauende Differenz zwischen dem Ergebnis aus den Thruster On-Times und den anderen Methoden. Insgesamt laufen ab etwa MET = 2000 alle Methoden sehr kongruent zueinander. Dies gibt einen Hinweis auf die Korrektheit der Berechnungen.

Abb. 4.3 und Abb. 4.4 zeigen die Verläufe für Tank 1 und 2 auf GRACE 2:

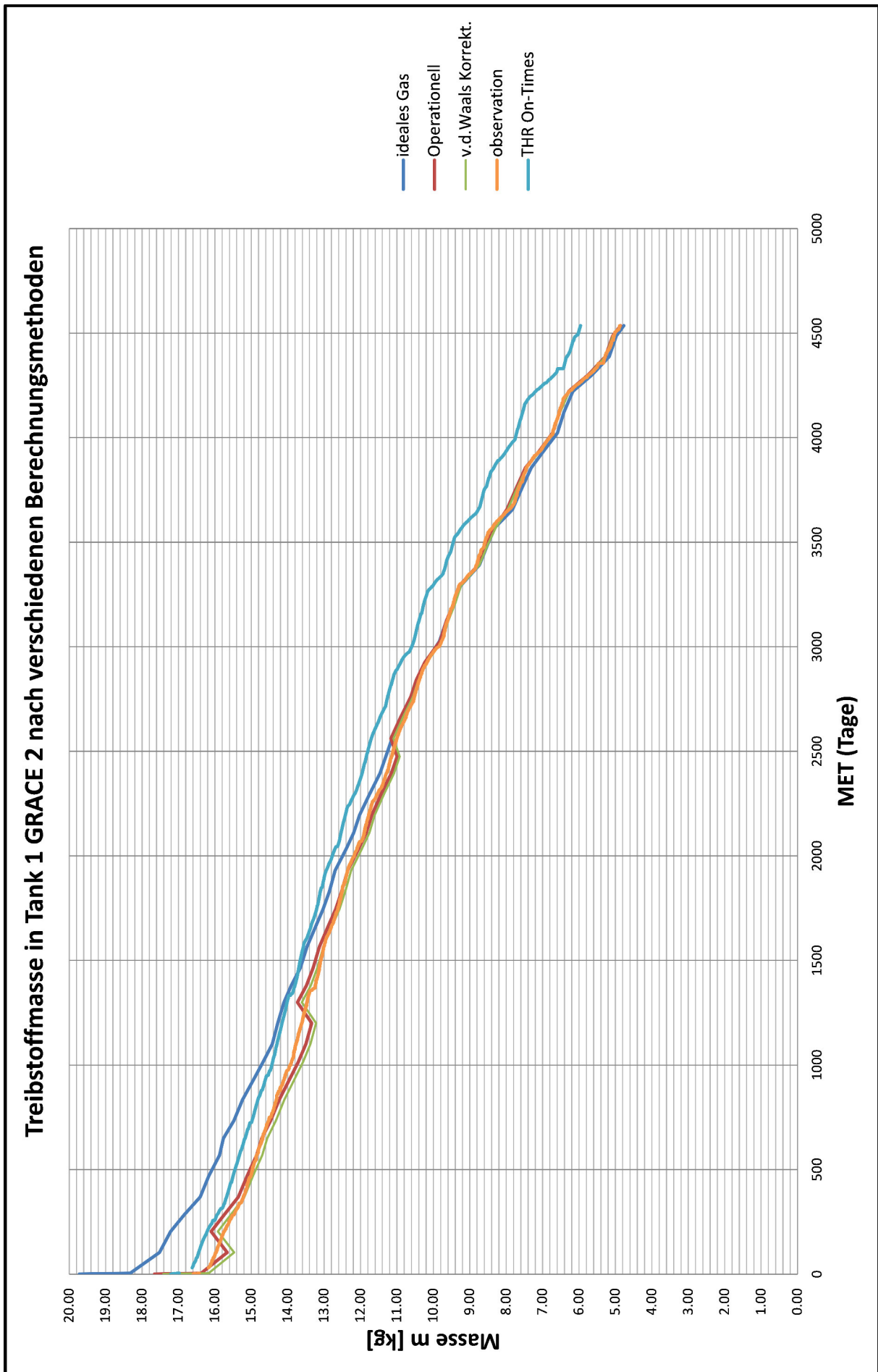


Abbildung 4.3.: Berechnung der Treibstoffmasse auf GRACE 2 Tank 1

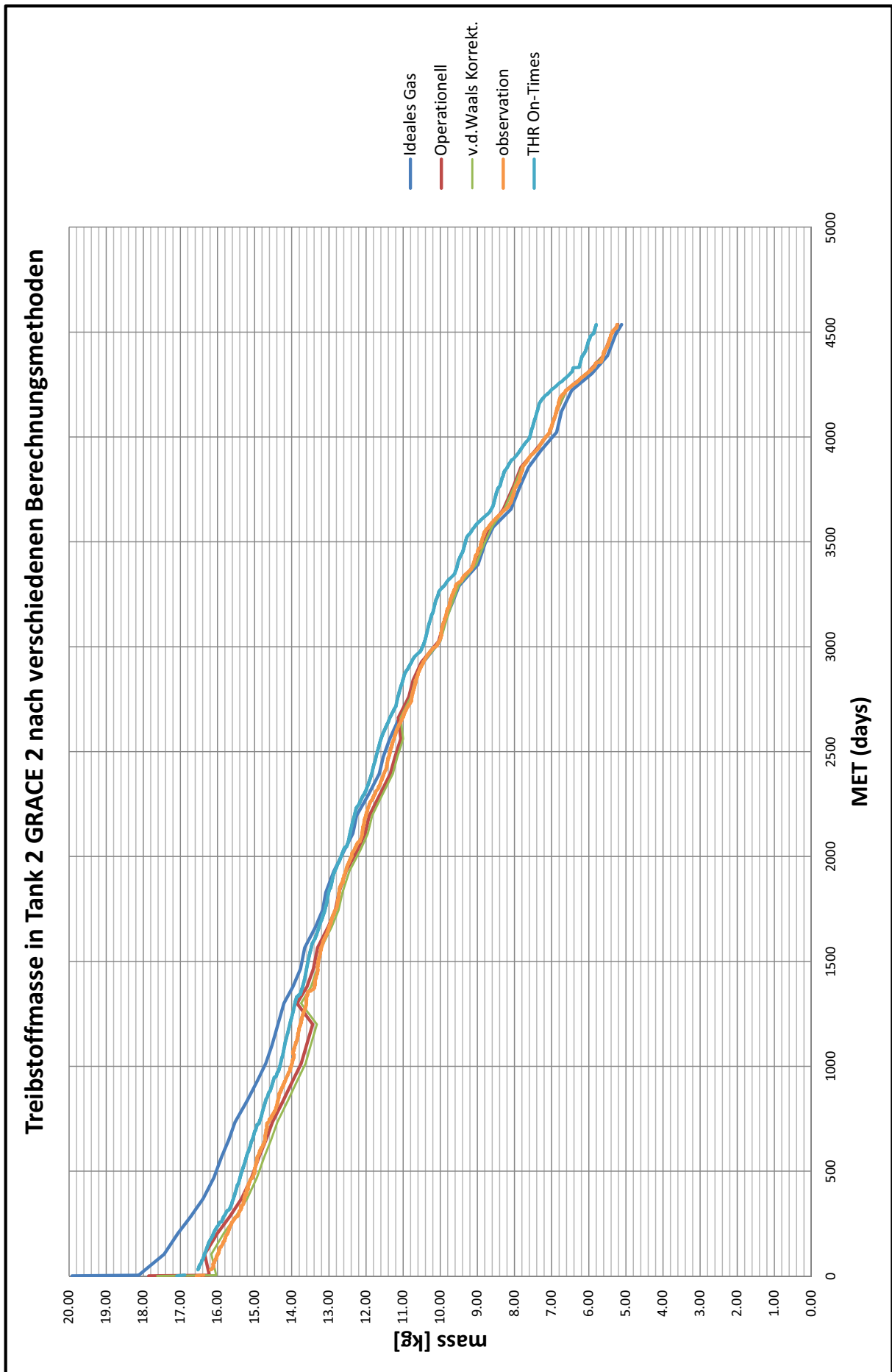


Abbildung 4.4.: Berechnung der Treibstoffmasse auf GRACE 2 Tank 2

Für GRACE 2 ergibt sich bzgl. des idealen Gasgesetzes keine Veränderung im Vgl. zum Zwillingssatelliten. Nach der anfänglichen, zu hohen Massenberechnung nähert sich die Kurve mit der Zeit den Werten der restlichen Methoden an. Dieser Sachverhalt ist wie eingangs erwähnt zu erwarten, da die Annahme des idealen Gases bei hohem Druck nicht mehr zutreffen kann. Die operationelle Rechnung sowie die van der Waals - Methode verlaufen sehr ähnlich zu der Observation. Die Thruster On-Time Rechnung hingegen scheint sich für Tank 2 schnell nach oben hin abzusetzen und eine kontinuierlich größer werdende Differenz aufzubauen. Für Tank 2 kann ein solcher Effekt in abgeschwächter Form ebenfalls beobachtet werden. Die Erklärung für diese Anomalie wird in Kapitel 4.4 behandelt.

Nach erfolgter Massenermittlung ist nun eine Überprüfung des Massenunterschieds Δm zwischen Tank 1 (-x Position) und Tank 2 (+x Position) möglich. Das Ergebnis der Ermittlung legt nahe, dass der Unterschied Δm in vollem Umfang bestätigt werden kann. Abb. 4.5 und Abb. 4.6 stellen Δm auf GRACE 1 und 2 über die Mission Elapsed Time (in Tagen) dar, aufgeteilt nach den verschiedenen Berechnungsmethoden:

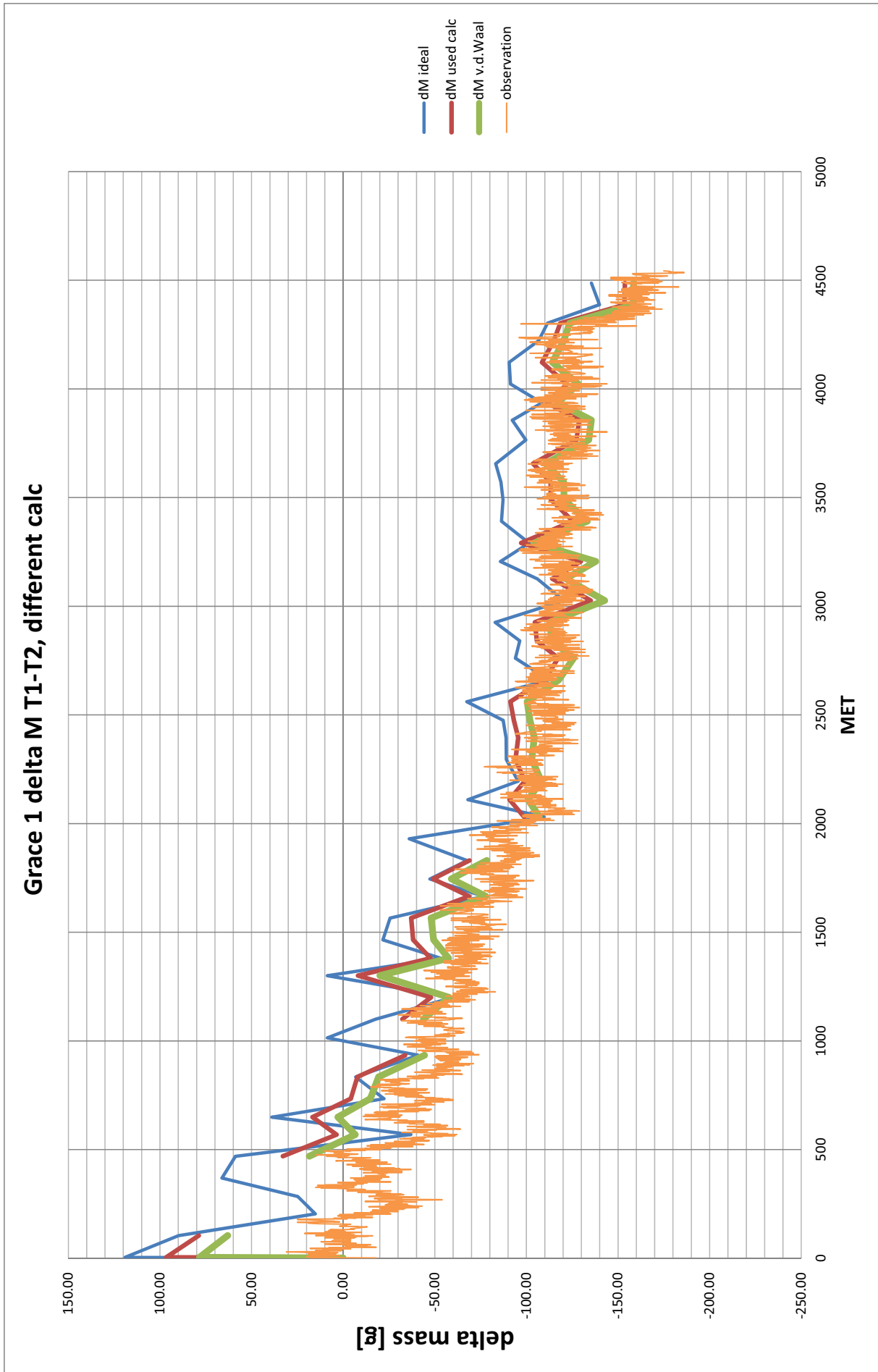


Abbildung 4.5.: Massenunterschied Δm zwischen Tank 1 und 2 auf GRACE 1

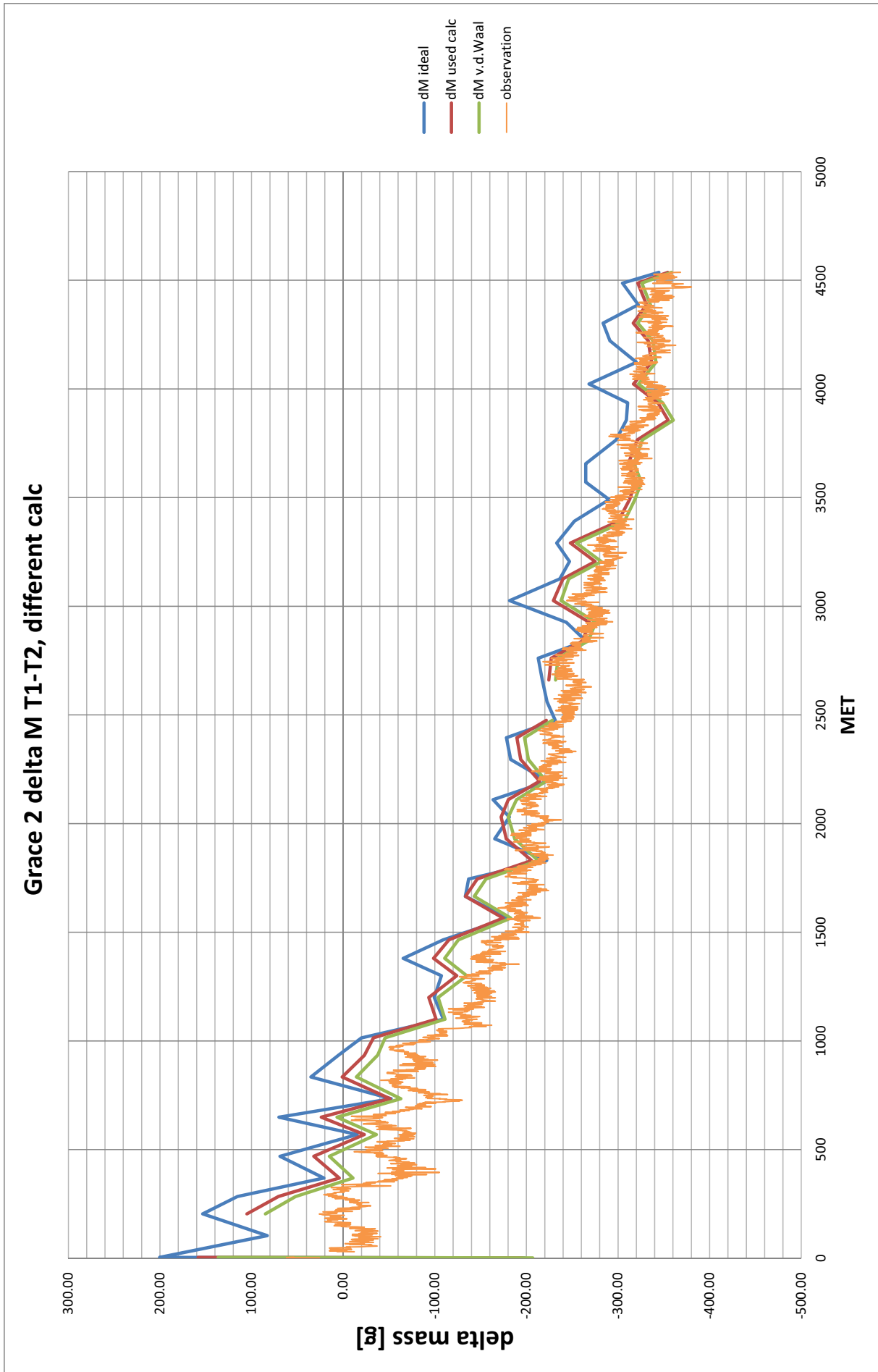


Abbildung 4.6.: Massenunterschied Δm zwischen Tank 1 und 2 auf GRACE 2

Wie die Grafiken zeigen, lässt sich der Unterschied der Treibstoffmassen Δm auf beiden Satelliten (laut Observation GRACE1: ca. 150g, GRACE2: ca. 350g) eindeutig bestätigen, auch wenn eine Tendenz zu erhöhten Werten von operationeller und van der Waals Berechnung im Vergleich zur Observation erkannt werden kann. Das ideale Gasgesetz zeigt typisches Verhalten.

Zu beachten ist, dass die Lücken im Verlauf von operationeller und van der Waals Berechnung von einem Wegfall einzelner „Ausreißer“ - Messwerte herrühren, diese liegen aber mit einem Verhältnis von $\frac{4}{50}$ bei nur 8 % der Gesamtmesspunkte bei beiden Satelliten. Des Weiteren musste für GRACE 2 eine Korrektur durchgeführt werden, welche den erhöhten Massenverbrauch durch die Orbit Thruster berücksichtigte. Nachdem Δm stetig zu steigen schien, wurden diverse Orbitmanöver ausschließlich mit Treibstoff aus Tank 2 durchgeführt. Dies senkte den Massenunterschied um etwa 100 g.

4.3.2. Berechnung aus physikalischen Zusammenhängen

Die Berechnung ist so angelegt, dass die Koordinate x ab der Position des Tanks 1 beginnt, also $x_{T1} = 0$ ist. Bedingt durch die gleiche Bauweise der Zwillingsatelliten sind die x -Werte der Punktmassen identisch, lediglich bei der Koordinate des trockenen Satelliten wurden minimale Korrekturen vorgenommen, welche aufgrund von Fertigungstoleranzen entstehen können. Die Korrekturen belaufen sich maximal auf 1 % (bei GRACE 1, GRACE 2 geringer) und entstehen aus der Anpassung des berechneten zum kalibrierten Schwerpunkt. Tabelle 4.3 fasst alle für die Berechnung erforderlichen Daten zusammen:

	GRACE 1				
	Tank 1	S/C	Tank 2	MTM-1	MTM-2
x-Koordinate [cm]	0	56,63	114	27,7	117,2
Anfangsmasse m_0 [kg]	16,247	445,218	16,265	4,75	4,75
gesamte Anfangsmasse $m_{0,ges}$ [kg]	487,23				

	GRACE 2				
	Tank 1	S/C	Tank 2	MTM-1	MTM-2
x-Koordinate [cm]	0	56,66	114	27,7	117,2
Anfangsmasse m_0 [kg]	16,595	444,566	16,569	4,75	4,75
gesamte Anfangsmasse $m_{0,ges}$ [kg]	487,23				

Tabelle 4.3.: Zusammenfassung der Input-Daten für die Schwerpunktberechnung

Der Schwerpunkt eines Körpers berechnet sich allgemein nach folgendem Zusammenhang: [GHS08]

$$x_{COM} = \frac{\sum(m_i \cdot x_i)}{\sum m_i} \quad (4.18)$$

Um die für die Untersuchung interessante Ablage Δx_{COM} von der Soll-Schwerpunktposition $x_{COM,soll}$ zu ermitteln, muss die Differenz gebildet werden:

$$\Delta x_{COM} = x_{COM} - x_{COM,soll} \quad (4.19)$$

Die Soll-Schwerpunktposition entspricht der Mitte der Satellitenlänge ($x_{COM,soll} = 57$ cm). Die maximal zulässige Ablage des Schwerpunkts $\Delta x_{COM,zul}$ von der Soll-Position darf $\pm 100 \mu m$ betragen. [DB14]

Um die Vergleichbarkeit mit den Kalibrationsdaten nach Abb. 3.2 und 3.3 in Kapitel 3.2 herzustellen, müssen in die Berechnungen die Verschiebungen der Trimm Massen miteinbezogen werden. Diese x -Positionen sind in Tabelle 4.4 gegeben und werden für die Mission vom Jet Propulsion Laboratory/NASA festgehalten und für das Science Team veröffentlicht:

MET	GRACE 1		MET	GRACE 2	
	x-Position [cm]			x-Position [cm]	
days	delta x [cm]		days	delta x [cm]	
	MTM-1	MTM-2		MTM-1	MTM-2
0	27,7	117,2	0	27,7	117,2
	-	-		-	-
50	27,7	119,578	1150	26,876	117,2
	0	2,378		-0,824	0
355	29,31	119,578	1852	26,125	117,2
	1,611	0		-0,751	0
1150	28,332	119,578	2823	25,281	117,2
	-0,979	0		-0,844	0
1852	27,864	119,578			
	-0,468	0			
2823	27,44	119,578			
	-0,425	0			

Tabelle 4.4.: MTM-Verschiebungen für GRACE 1 und 2 über die gesamte Missionslaufzeit

4.3.3. Kalibration

Die Kalibrations-Messdaten bis Anfang 2014 wurden bereits in Kapitel 3.2 dargelegt. Im Dezember 2014 fand eine größere Kampagne statt, welche das Ergebnis der vorherigen Kalibrationen bestätigen konnte. Die für die Kalibration standardmäßig angewandte Methode richtet sich nach folgender Prozedur:

- Verkleinerung der Lageregelungstoleranzen („deadbands“) auf ein Minimum, um den Satelliten in eine stabile und ruhige Lage zu versetzen.
- Vergrößerung der deadbands auf hohen Wert, um ein Eingreifen der Lageregelung durch Thruster-Aktivität zu vermeiden.
- Durchführung eines bestimmten Roll-, Pitch- oder Yaw-Bewegungsprofils
- Auswertung der Beschleunigungsmessdaten und Ableitung des Schwerpunktes

Da die Kalibrationsmethode ein exakteres Verfahren als die Berechnung aus dem Massenmodell darstellt, muss in diese Ergebnisse ein höheres Vertrauen gelegt werden (mit Berücksichtigung der Genauigkeit von $\pm 40\mu m$).

4.3.4. Auswertung

Nachfolgende Abbildungen zeigen die Ergebnisse der Berechnungen und der Kalibrationen (abgeleitet aus Abb. 3.2 und 3.3) für beide Satelliten mit Berücksichtigung der MTM-Positionen laut Tabelle 4.4.

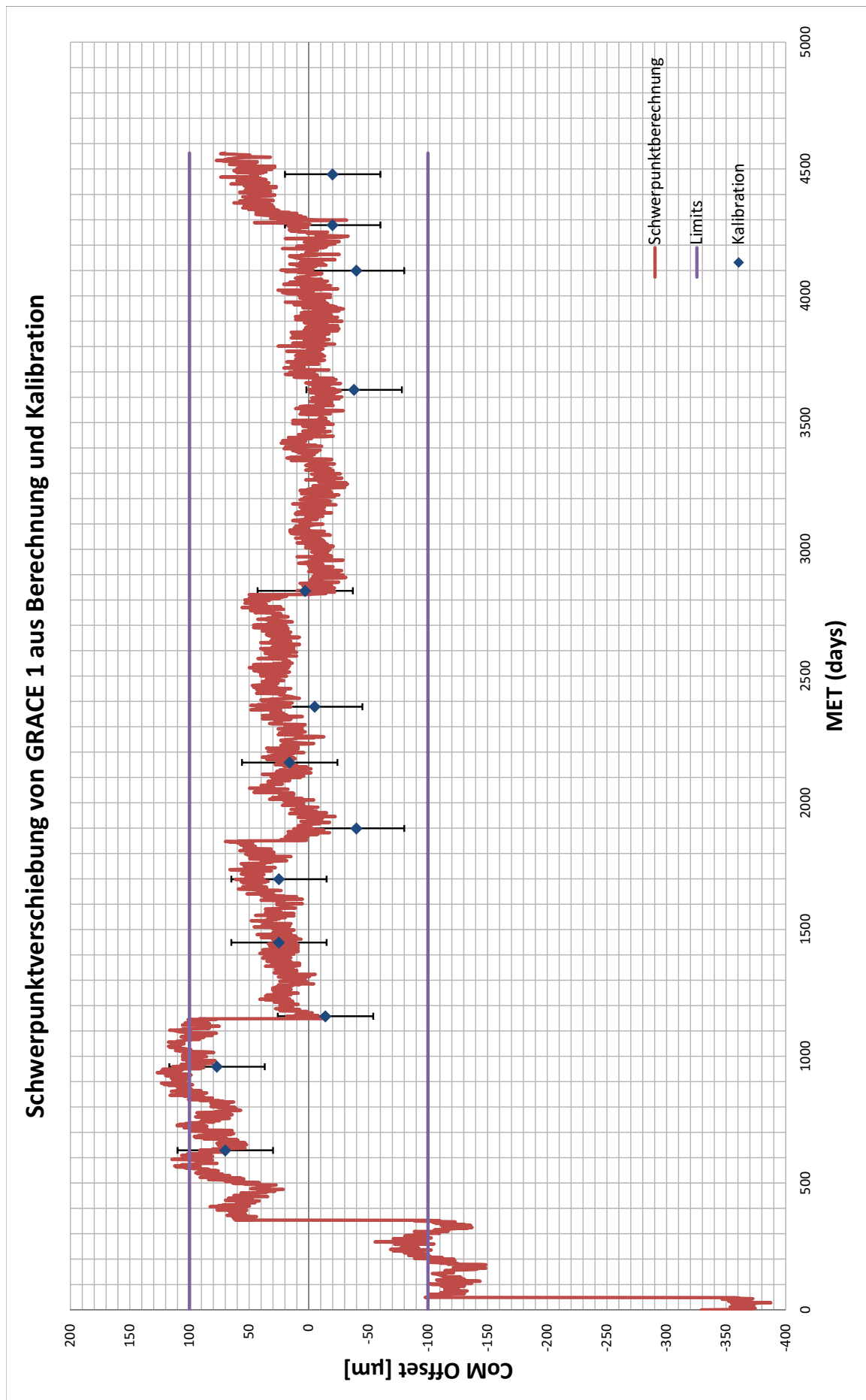


Abbildung 4.8.: Berechnung des GRACE 1 Schwerpunkts mit MTM-Verschiebungen

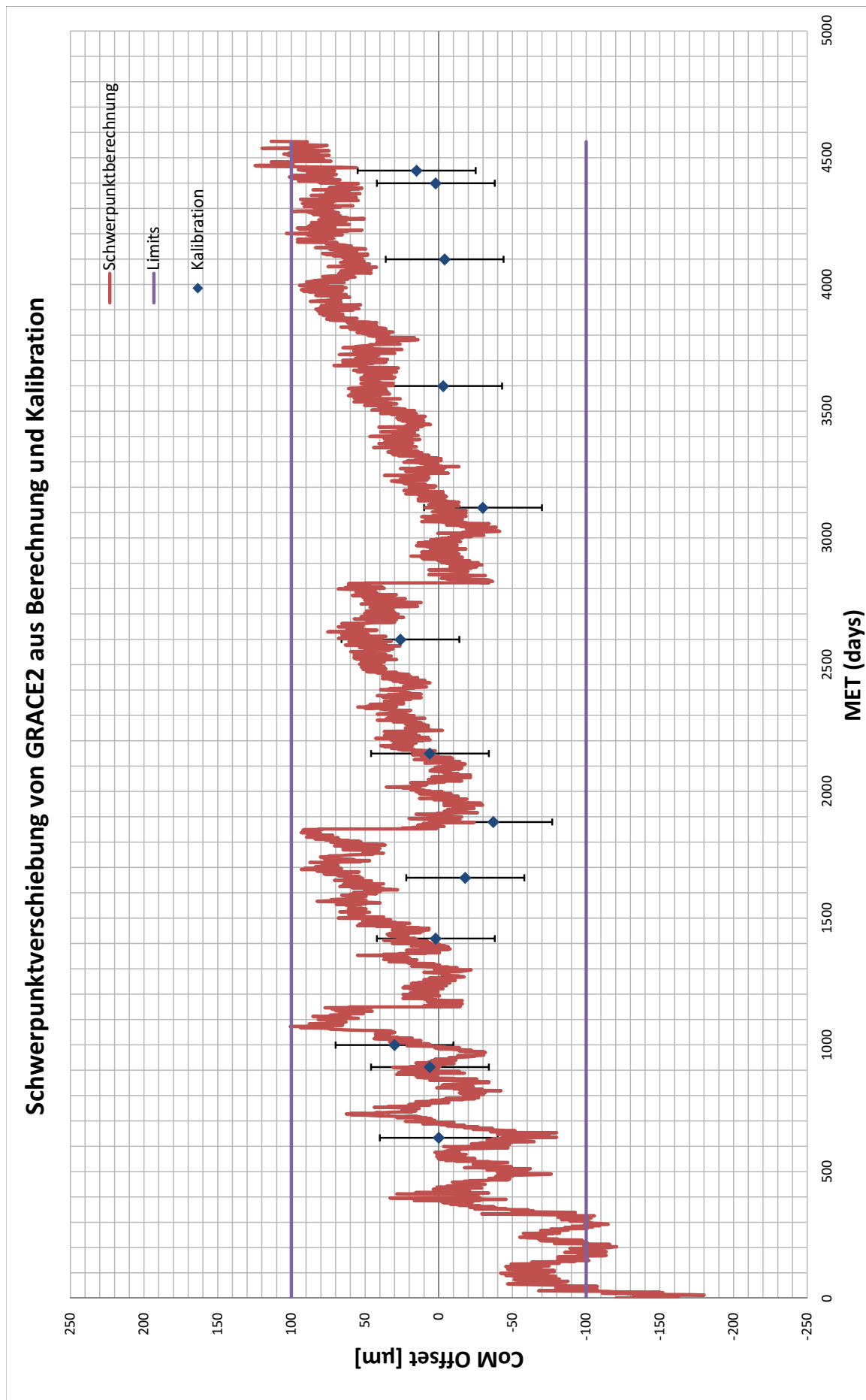


Abbildung 4.9.: Berechnung des GRACE 2 Schwerpunkts mit MTM-Verschiebung

Ein Vergleich mit den Kalibrations- bzw. Trackingkurven aus Kapitel 3.2 bestätigt das Ergebnis der Rechnung mit hinreichender Genauigkeit, obwohl die untersuchte Ablage Δx_{COM} im Zehntel-Millimeter Bereich liegt. Hierbei sollte beachtet werden, dass die Kurven aus Kapitel 3.2 auf einen bestimmten Kalibrationswert am Anfang der Mission geeicht wurden.

Der Einfluss von verschiedenen Massenverteilungen entlang der x-Achse wurde ebenfalls untersucht. Die Berechnung nach Gleichung 4.18 lässt erkennen, dass durch die simple Aufsummierung aller Massen und deren Positionen kein Unterschied durch verschiedene Verteilungsmodelle entstehen kann.

Die Ergebnisse der Schwerpunktuntersuchung zeigen, dass das Tracking-Modell aus Abb. 3.2 und 3.3 mit geringen Abweichungen bestätigt werden kann. Die Messdaten der Kalibration liegen für GRACE 2 daher neben der Berechnung aus dem Schwerpunktmodell. Um dieses Ergebnis deuten zu können, muss stets beachtet werden, dass alle Berechnungen der Treibstoffmassen und des Schwerpunkts durchweg von den Druck- und Temperatursensoren im Tank abhängig sind. Eine Fehlfunktion dieser Elemente würde unweigerlich zu einer falschen Massen- und damit zu einer falschen Schwerpunktberechnung führen. Aus diesem Grund und aus der Tatsache heraus, dass im Falle der Druckanzeige keine Redundanz gewährleistet ist, muss das Fehlverhalten der Sensoren geprüft und eingeschätzt werden.

Aufteilung der Tankmassendifferenz Δm

Durch Rückwärtsrechnung des oben beschriebenen Rechenverfahrens kann die Tankmassendifferenz Δm nun aus der Schwerpunktverschiebung, getrennt nach Berechnung und Kalibration, betrachtet werden. Dabei wird der von der Kalibration bestätigte Teil von Δm als physikalisch existenter („echter“) Teil eingestuft. Das zusätzlich vorhandene Δm wird somit als nicht existent und daher als Fehler aus der Berechnung eingestuft. Tabelle 4.5 teilt die durch die Observation gegebene Tankmassendifferenz für GRACE 1 und 2 in seine beiden Einzelteile auf:

	Δm gesamt	Δm existent	Δm zusätzlich
GRACE 1	-160g	-110g	-50g
GRACE 2	-350g (korrig. nach Bahnmanöver)	-286g	-64g

Tabelle 4.5.: Aufteilung von Δm in existenten und zusätzlichen Teil

Es wird davon ausgegangen, dass die Kalibration des Schwerpunktes die tatsächlich vorhandene Tankmassendifferenz in der Schwerpunktverschiebung zeigen kann. Die durch die Berechnung angezeigte Tankmassendifferenz setzt sich nach dieser Annahme aus dem „echten“ und dem „unechten“ Teil zusammen. Es folgen nun die möglichen Erklärungen für die Ausbildung der zwei verschiedenen Teile.

4.4. Branch-Effektivitäten

Aufgrund der Differenz der Massenberechnungen zwischen dem Ergebnis aus den Thruster On-Times und den restlichen Methoden sowie das durch die Kalibration bestimmte Δm (siehe Kapitel 4.2.3) muss eine genauere Kontrolle stattfinden. Um hier evtl. eine systematische Funktion ausmachen zu können, wird die Differenz zur Observation für alle vier Tanks gebildet und über die Missionszeit geplottet:

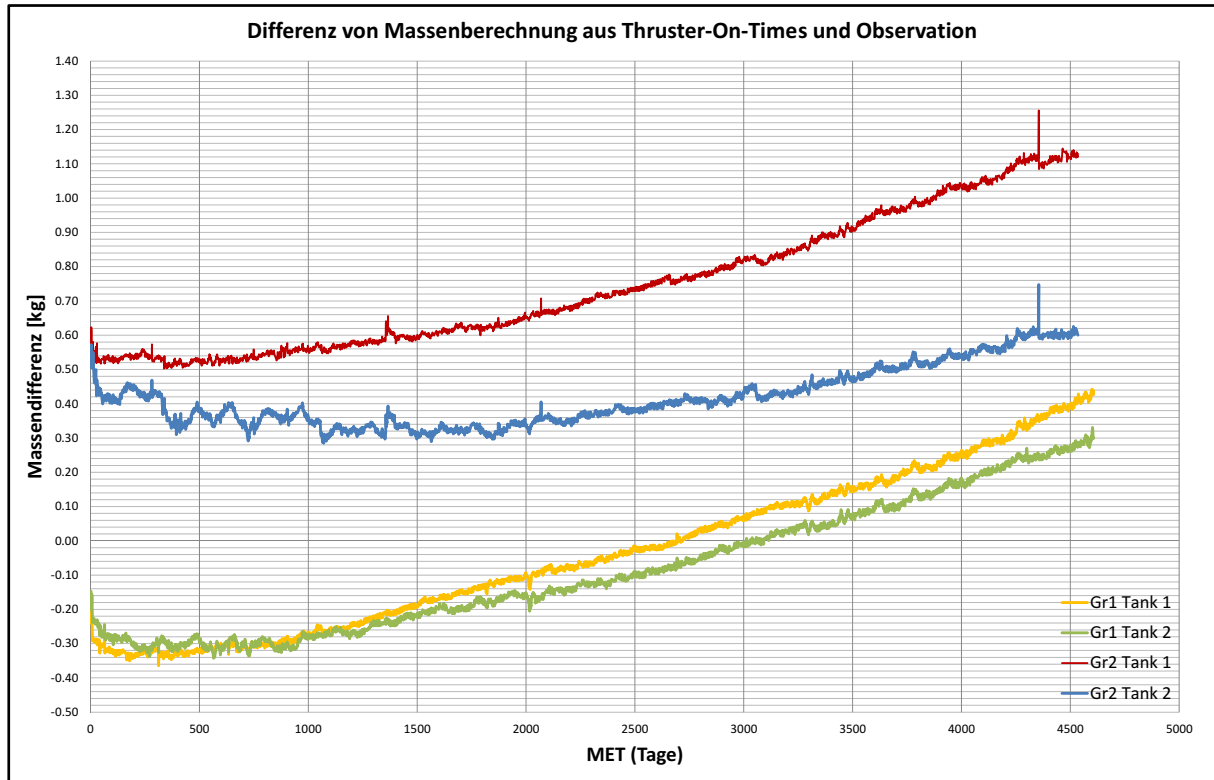


Abbildung 4.10.: Differenz der Massenberechnung aus Thruster On-Times und Observation

Tatsächlich zeigt sich für alle Tanks eine systematische Vergrößerung der Differenz mit zunehmender Zeit. Diese Abweichung rührt von der Tatsache her, dass für alle vier Branches (zwei pro Satellit) ein konstanter Massendurchsatz von $\dot{m} = 1.8 \cdot 10^{-8} \frac{kg}{s}$ angenommen wird. Dies kann aufgrund von Fertigungs- und Einbautoleranzen nicht zutreffen. Des Weiteren ist der Massendurchsatz eine Funktion des Druckes und steigt quadratisch an. Abbildung 4.10 ist also Ausdruck einer unzureichenden Anpassung der Berechnungen an die einzelnen Branches. Mit Hilfe des Vergleichs zwischen Berechnung nach Formel und aus Thruster-On-Times lassen sich optimierte Massendurchsätze ermitteln, durch welche die Treibstoffmasse im Vergleich zur Beobachtung nur noch einen konstanten Offset besitzt, nicht aber stetig zunimmt (Tabelle 4.6).

Massendurchsatz \dot{m} in $10^{-8} \frac{kg}{s}$	GRACE 1	GRACE 2
Branch 1 (Tank 1)	1.95 ± 0.02	1.95 ± 0.02
Branch 2 (Tank 2)	1.94 ± 0.02	1.88 ± 0.02

Tabelle 4.6.: Optimierte Massendurchsätze pro Branch

Diese optimierten Massendurchsätze repräsentieren die Effektivität der einzelnen Branches inklusive Druckverlusten in Leitungen, Ventilen und Thrustern. Die Genauigkeit kann zwar auf etwa

± 0.02 ($\triangleq 1\%$) angegeben werden, da die Thruster-On-Times nach zwölf Jahren Missionsdauer aber entsprechend hoch sind, variiert die Tankmassendifferenz Δm bei dieser Genauigkeit bereits um etwa 150 g. Laut der Treibstoffmassenberechnung aus Kapitel 4.2 ist ein Δm für GRACE 1 von ca. 150 g und für GRACE 2 von ca. 450 g (Orbitmanöver herausgerechnet) zu erklären.

Abbildung 4.11 bestätigt den Nutzen der Anpassung an die einzelnen Branches. Nach anfänglichen Schwankungen behalten alle Differenzen einen konstanten Offset:

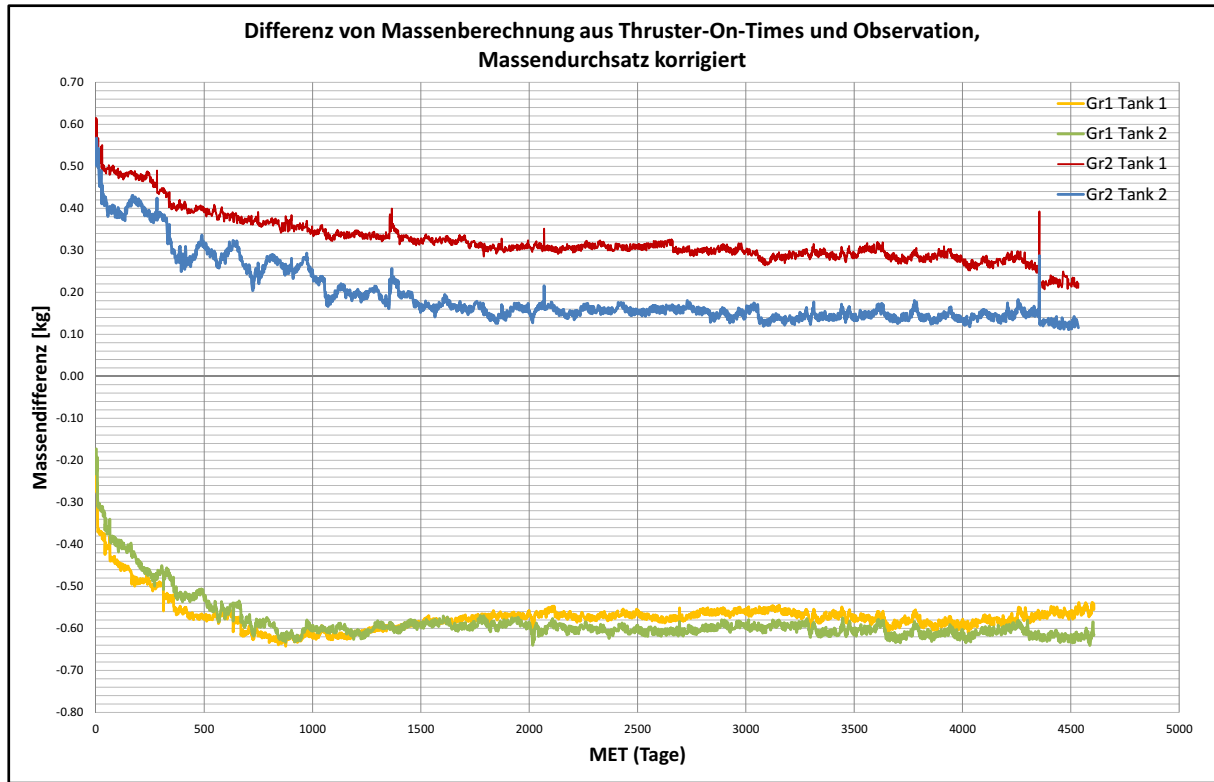


Abbildung 4.11.: Differenz der Massenberechnung aus Thruster-On-Times und Observation mit angepassten Massendurchsätzen

Im Vergleich zu den unangepassten Massendurchsätzen wird die Differenz zur Beobachtung für GRACE 2 nun deutlich geringer, für GRACE 1 steigt sie aufgrund der Tatsache, dass auch die Beobachtung fehlerhaft ist, wie Kapitel 4.6 Sensor Drift zeigen wird.

Das Ergebnis dieser Massendurchsatz-Anpassung sagt aus, dass ein Effektivitätsunterschied zwischen den vier Branches besteht und hierdurch ein Teil des in der Kalibration enthaltenen $\Delta m_{existent}$ erklärt werden kann. Da die Thruster-On-Times für beide Branches gleich kommandiert werden, die Thruster aber durch diese Schwankungen unterschiedlich viel Treibstoffmasse verbrauchen, wird im Laufe der Mission ein Massenunterschied zwischen den beiden Branches entstehen. Wie Tabelle 4.6 bestätigt, muss der Massenunterschied auf GRACE 2 höher ausfallen, da die Branches einen größeren Effektivitätsunterschied aufweisen als bei GRACE 1.

In Zahlen ausgedrückt bedeutet ein Effektivitätsunterschied im Massendurchsatz von 2.8 % zwischen Branch 1 und 2 ein $\Delta m_{existent}$ von ca. -280 g für GRACE 2 bis November 2014. Laut „Design Interface Document“ (Anhang A) ist eine Massendurchsatz-Schwankung von bis zu 10 % möglich. Da Branch 1 sowohl auf GRACE 1 als auch GRACE 2 die größere Effektivität aufweist, ist der negative Massenunterschied (Tank 1 minus Tank 2) richtig. Die Werte aus Tabelle 4.5 können mit 2.8 % für GRACE 2 somit absolut bestätigt werden.

Generell hat dieser Effekt in der Roll-Bewegung die größte Auswirkung, da für die Yaw- und die Pitch-Bewegung im Vergleich dazu ein verschwindend geringer Anteil an Thruster-Aktivität

kommandiert werden muss (Pitch-Achse wird hauptsächlich durch Magnetic-Torquer ausbalanciert).

4.5. Leakage

Parallel zur Untersuchung der Branch-Effektivitäten dient die Untersuchung von Treibstoffgas-Leckage (N₂) innerhalb des Antriebssystems zur Erklärung des existenten Teils der Treibstoffmassendifferenz $\Delta m_{existent}$ in Tank 1 und 2. Hierbei muss zwischen einem inneren Leck der Treibstoffleitungen und einem „äußeren“ Leck der Thruster unterschieden werden, da eine Leckage der Thruster direkten Einfluss auf die Lage des Satelliten hat.

Zur Bestimmung eines Lecks an den Thrustern wurde Mitte des Jahres 2014 ein Test durchgeführt, bei dem für eine Zeitspanne von ca. 10 Minuten jegliche Lageregelung unterbrochen wurde. Einer oder mehrere leckende Thruster hätten eine nicht kommandierte Bewegung verursachen müssen. Die Auswertung ergab jedoch keinen Hinweis auf eine Drehung des Satelliten während der Schattenzeiten (Strahlungsdruck der Sonne verursacht Lageänderung während der Sonnenzeiten). Weiterhin möglich wäre gleichzeitiges Lecken der Plus- und Minus-Thruster einer Achse und somit zwei sich gegenseitig aufhebende Thruster-Schübe. Da dies sehr unwahrscheinlich ist, wird eine äußere Leckage als Ursache ausgeschlossen.

Ein inneres Leck der Treibstoffleitungen bzw. der Verbindungsstellen (Fittings) bleibt daher als einzige Möglichkeit, um den realen Teil der Treibstoffmassendifferenz $\Delta m_{existent}$ erklären zu können. Laut Airbus Defence and Space ist ein Leck innerhalb der Leitungen eher unwahrscheinlich, auch an den Fittings scheint eine Leckage von 30 g pro Jahr eher viel zu sein. Ein Ausschluss von innerer Leckage ist aber aufgrund der mangelnden Untersuchungsmöglichkeiten keinesfalls möglich.

4.6. Sensor-Drift

Zur Erklärung der auf GRACE 1 und 2 verschieden hohen Treibstoffmassendifferenzen muss neben der Analyse des Berechnungsverfahrens ein technisch möglicher Messwerte-Drift der Druck- und Temperatursensoren in Betracht gezogen werden. In diesem Falle würde durch die Verfälschung der Messwerte direkter Einfluss auf die Höhe der Treibstoffmasse in den Tanks genommen und von den wahren Werten um mehrere Prozent abgewichen werden. Die Diskrepanz zwischen Berechnung und Kalibration des Schwerpunktes sowie das Δm der Tanks auf GRACE 2 könnten in diesem Fall einem einfachen Defekt der Messeinrichtung geschuldet sein, da die Schwerpunktkalibration nur physisch reale Massen bewertet.

Weil die Temperatursensoren von Tank 2 auf beiden Satelliten einfach-redundant vorhanden sind, kann durch Auslesen dieser Messwerte schnell die Funktionsfähigkeit der Tank 2-Sensoren überprüft werden. Die folgenden Abbildungen können bestätigen, dass die Sensoren mit ihren jeweiligen Redundanten (2r) übereinstimmen, weshalb ein Defekt einer der beiden Temperaturmesser ausgeschlossen werden kann:

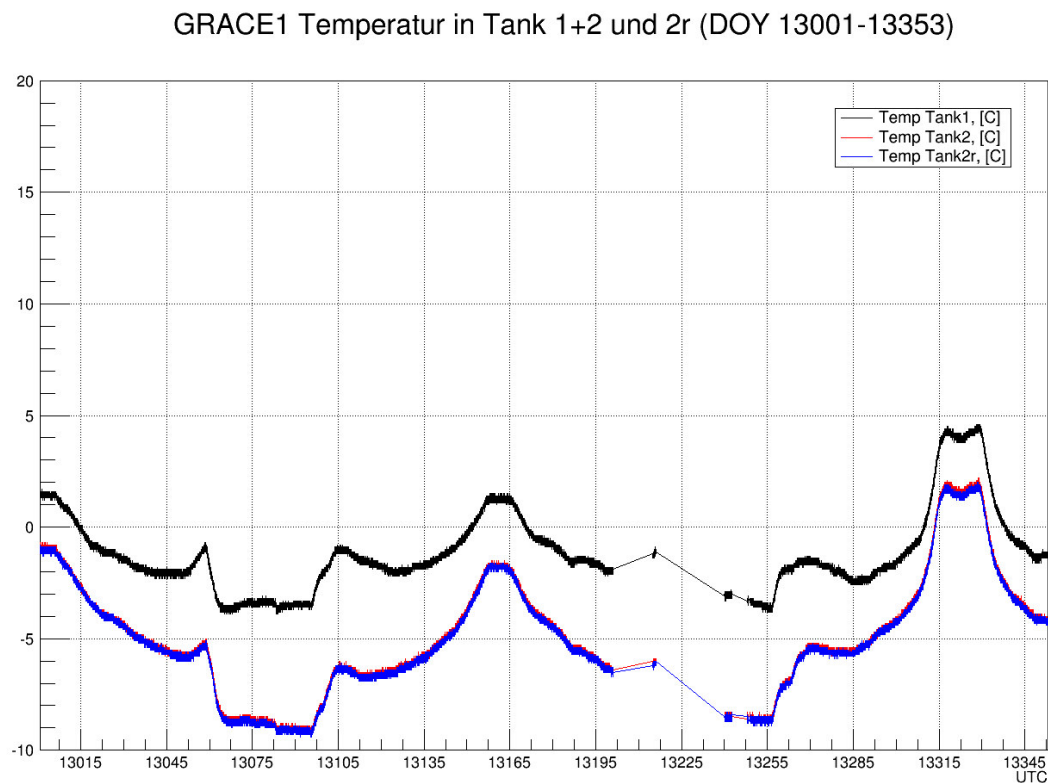


Abbildung 4.12.: Verlauf der Temperatur-Messwerte von Tank 1 und 2 inkl. redundantem Sensor (2r) auf GRACE 1 (Tag 1/2013 bis Tag 353/2013)

GRACE2 Temperatur in Tank 1+2 und 2r (DOY 13001-13353)

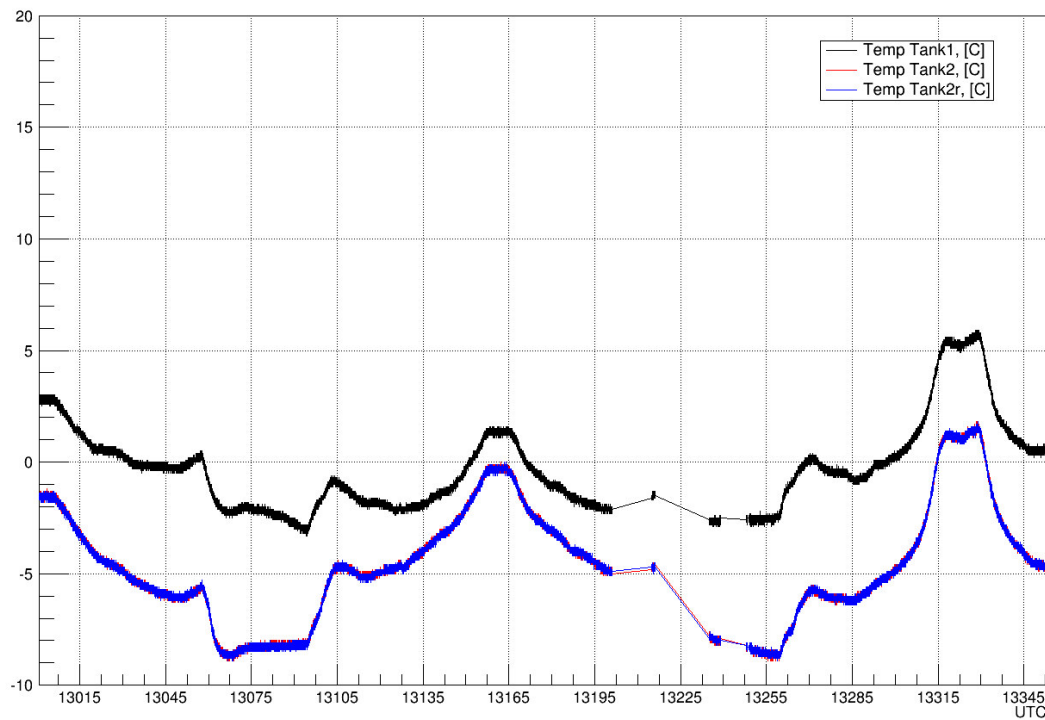


Abbildung 4.13.: Verlauf der Temperatur-Messwerte von Tank 1 und 2 inkl. redundantem Sensor (2r) auf GRACE 2 (Tag 1/2013 bis Tag 353/2013)

Den Messverläufen kann ebenso entnommen werden, dass die Temperatur des Tanks 1 sowohl auf GRACE 1 als auch auf GRACE 2 stets etwas höher liegt als bei Tank 2. Dies würde einen Hinweis auf einen konstanten Offset der Messwerte und damit einer fehlerhaften Massenbestimmung geben. Da die Temperatur von Tank 1 aber für beide Satelliten das gleiche Verhalten zeigt, ist ein Defekt beider Messungen eher unwahrscheinlich. Des Weiteren ist durch den strukturellen Aufbau des Raumsegmentes aus Kapitel 2.4.2 bekannt, dass Tank 1 nahe an der Batterie verbaut wurde und eine der größten Wärmequellen aller stromführenden Hardware-Komponenten ist. Dies kann durch Abb. 4.14 bestätigt werden. Tank 1 (im Diagramm schwarz) erfährt zusammen mit der Batterie (grün) ein Ansteigen der Temperatur, Tank 2 (rot) hingegen zeigt keine Abhängigkeit (siehe vertikale Strichellinien). Alle drei Komponenten verändern ihre Temperatur mit der Instrument Control Unit- (ICU, blau) Aktivität.

GRACE2 Temperatur Tank1+2,ICU und Batterie (DOY 10001-11336)

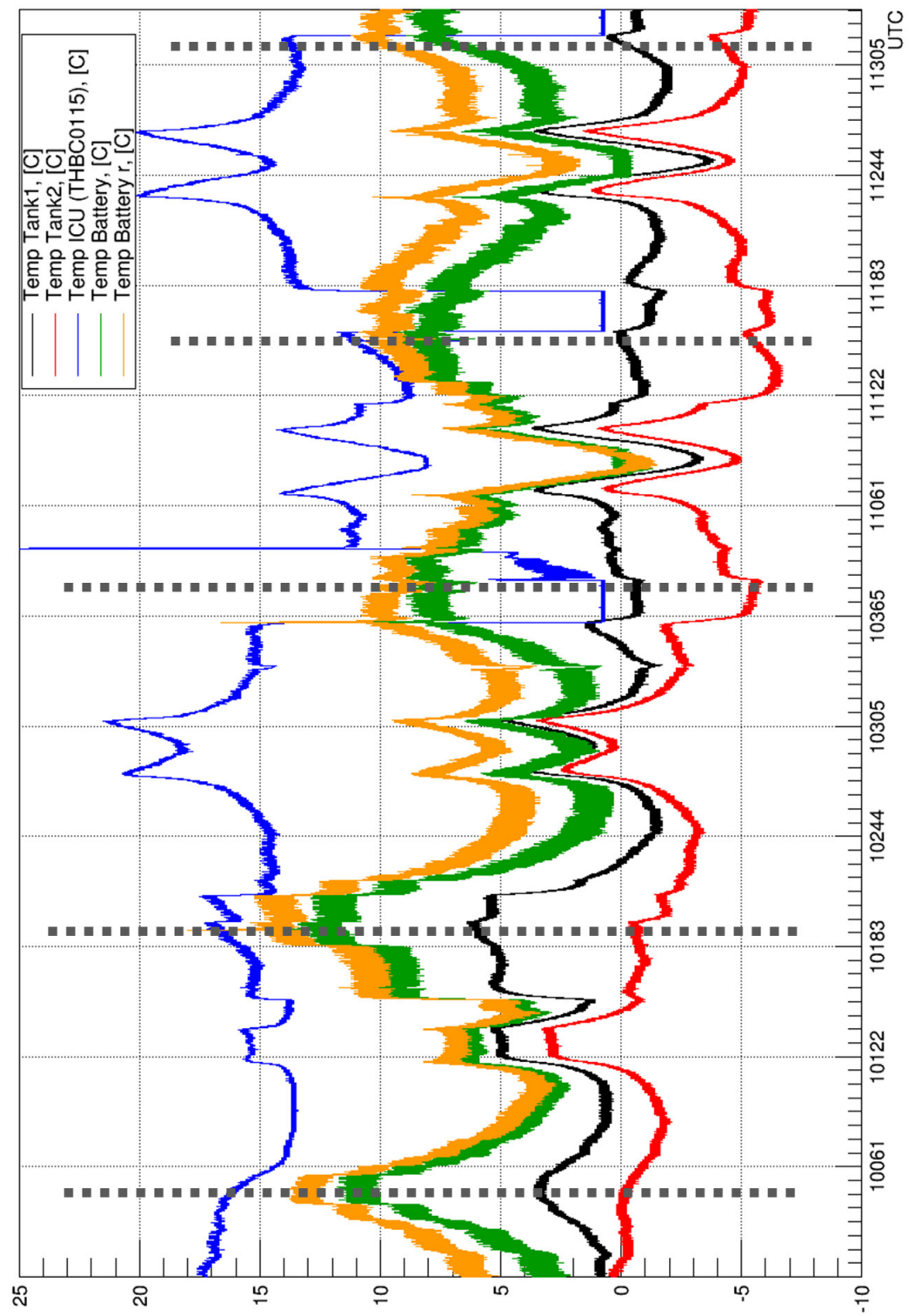


Abbildung 4.14.: Abhängigkeit der Tank 1-Temperatur von der Batterie GRACE 2

Zusammen mit der Auswertung der redundanten Sensoren kann ein Drift der Thermosensoren deshalb *weitestgehend* ausgeschlossen werden.

Aus diesem Grund muss zur Erklärung der Treibstoffdifferenz Δm auf GRACE 2 *mit hoher Wahrscheinlichkeit* ein Sensor-Drift in der Druckmessung zusätzlich zu den Effektivitätsunterschieden der Branches stattgefunden haben, um nicht nur das Δm aus den CoM-Kalibrationsergebnissen, sondern auch aus der Schwerpunktberechnung erklären zu können. Nach Rücksprache mit Kaltgas-Experten des Satelliten Herstellers „Airbus Defence and Space“ ist ein derartiger Drift für Drucksensoren möglich, im extremsten Fall auch bis zu einer Abweichung von mehreren 100 %. In diesem Fall wurde ein linearer Drift der Drucksonde von bis zu ca. 5% untersucht ($0.02 \frac{\%}{\text{bar}}$) und die daraus resultierende Differenzmasse im Vergleich zur realen Masse ermittelt. Abbildung 4.15 zeigt zu verschiedenen prozentualen Abweichungen des Sensors die entsprechende Auswirkung in der Massenbestimmung: [Kin14]

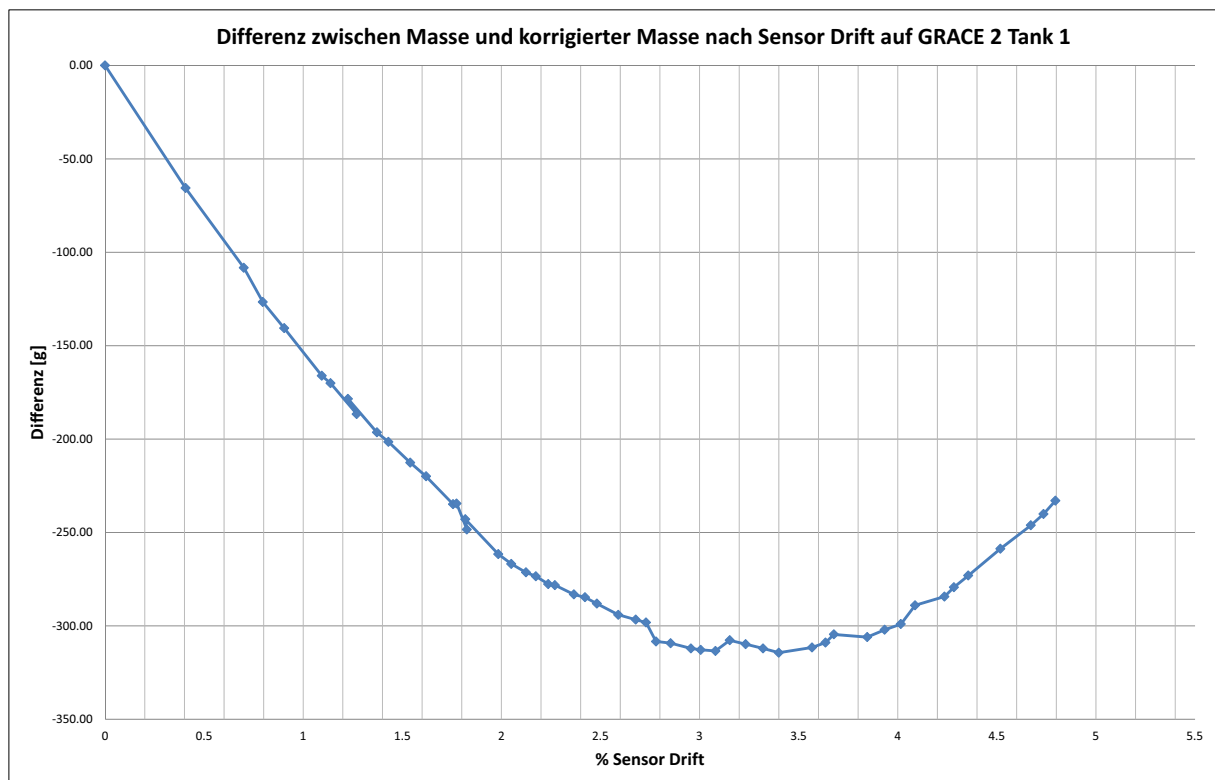


Abbildung 4.15.: Linearer Sensor-Drift und resultierende Massenänderung

Wie die Grafik zeigt, baut sich bei einem Sensor Drift von ca. -1 % ein Massenunterschied von -150 g im Vergleich zur unkorrigierten Massenberechnung auf. Bei 3,5 % entstehen bereits -350 g. Da der Druck im Tankkessel mit der Zeit abnimmt, hat ein langsam wachsender, prozentualer Druck-Sensor-Drift immer weniger Auswirkung. Der Massenunterschied wird schließlich geringer. Für den aktuellen Wert von $\Delta m_{\text{zusätzlich}} = -64g$ von GRACE 2 passt ein Sensor-Drift von ca. 1.25 %. Diese Größenordnung scheint absolut realistisch.

Zusätzlich zu einem Drift wurde die Messgenauigkeit der verbauten Druckmesser untersucht. Diese beträgt laut Design Interface Document der AOCS-Systeme eine Genauigkeit von 0.35 % auf den maximalen Messbereich. Da sich dieser über eine Skala von 0 bis 350 bar erstreckt, liegt somit eine Genauigkeit von 1.225 bar vor bzw. eine Unsicherheit in der Massenbestimmung von nur 10g. Dementsprechend kann nur ein zusätzlicher Drift inkl. der Genauigkeitsschwankungen den Tankmassenunterschied erklären.

Nicht ausgeschlossen werden kann in diesem Zusammenhang ein anderer systematischer Effekt, welcher die gleichen Auswirkungen wie ein Sensor-Drift zeigen würde.

4.7. Analyse der Thruster On-Times

Neben der Massen- und Schwerpunktberechnung dient die Analyse der Thruster On-Times zur Erklärung des Unterschieds zwischen dem Plus-Roll- und dem Minus-Roll-Channel. Die On-Times aller zwölf Lage- und zwei Orbit-Thruster sind seit Beginn der Mission pro Tag protokolliert und auswertbar. Die Besonderheit der On-Times besteht darin, dass Branch 1 (Attitude Thruster No.1 bis No.6, Orbit Thruster No.1) exakt die selben Zeiten aufweist wie Branch 2 (Attitude Thruster No.7 bis No.12, Orbit Thruster No.2). Die beiden Branches werden also gleichzeitig benutzt, obwohl beide alle relevanten Achsendrehungen eigenständig ausführen können. Dies ist neben der Notwendigkeit der Redundanz auch in der Abhängigkeit der Branch von ihrem zugeordneten Tank begründet.

4.7.1. Roll-Bewegung

Um die Anomalie im Roll-Channel erklären zu können, wurde als Gegenstand der Untersuchung hauptsächlich die Differenz von Plus-Roll- und Minus-Roll-On-Time

$$\Delta t_{on} = t_{on,(+Roll)} - t_{on,(-Roll)}$$

pro Tag gewählt. Als Zeitfenster eignet sich die dimensionslose Phase Φ , welche den Zeitraum umfasst, in dem der Satellit aufgrund der Präzession des Orbits gegenüber der Erde die gleichen äußeren Verhältnisse in Bezug auf den Beta-Winkel β' durchläuft. Bei GRACE umfasst eine Phase $\Phi = 321.6$ Tage bedingt durch die Präzession von gut 1° pro Tag. Nach dieser Zeitspanne wird die Sonne zum zweiten Mal in der Orbitebene liegen, d.h. $\beta' = 0$. Der Wert der Phase bewegt sich zwischen 0 und 1 und wird gebildet durch Division der MET (bis max. 321.6 pro Cycle) durch die Anzahl der Tage einer Phase. Die chronologischen Abfolgen der Phasen werden als Cycles bezeichnet.

Wie Abb. 4.16 und 4.17 zeigen, ergibt sich für GRACE 1 und 2 im Mittel ein Sinus-artiger Verlauf nach der Differenzbildung ($\Delta t_{on,Roll}$), jeweils aufgeteilt nach sechs verschiedenen Cycles, wobei Cycle 1 den ersten 321.6 Tagen nach Launch entspricht:

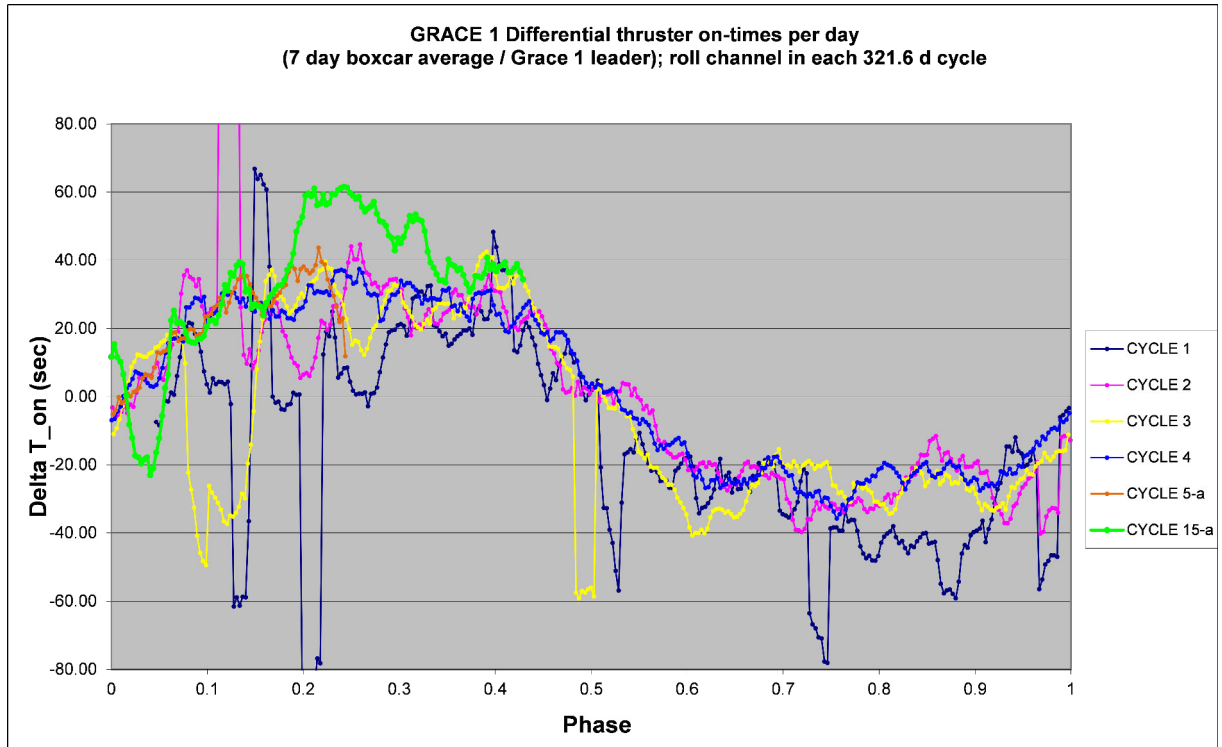


Abbildung 4.16.: Differenz von +Roll und -Roll Thruster On-Times über Phase auf GRACE 1

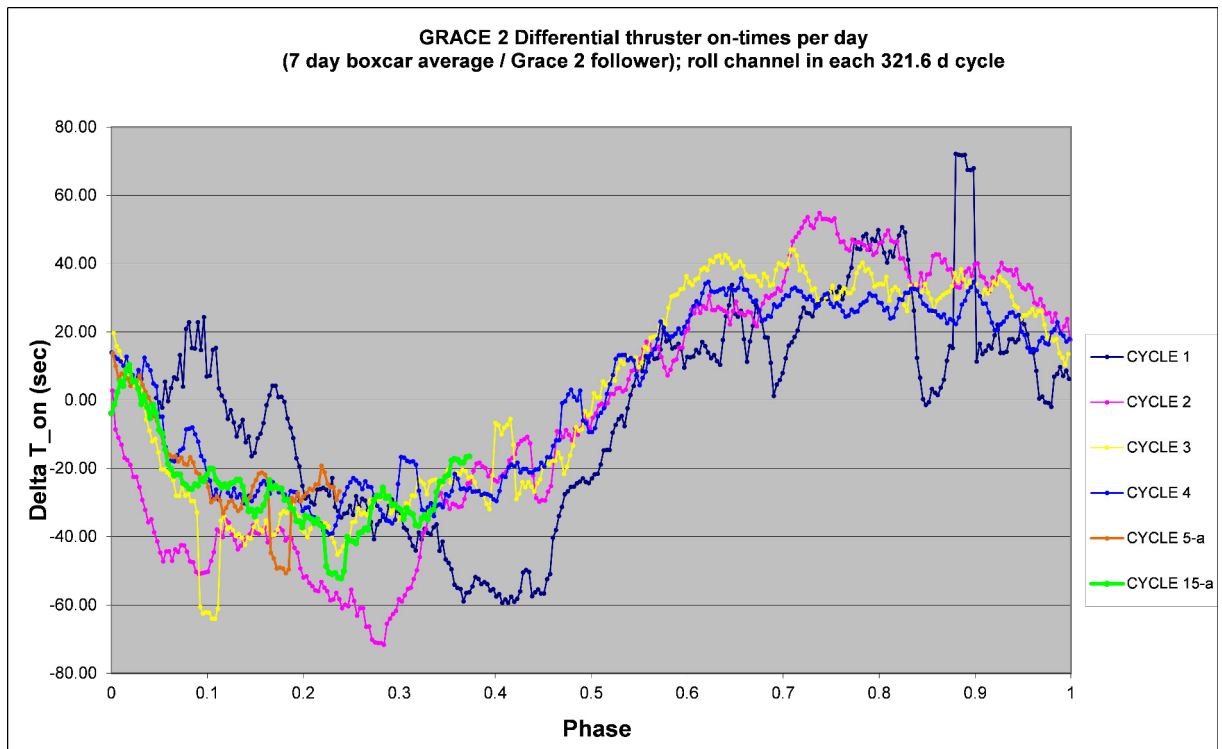


Abbildung 4.17.: Differenz von +Roll und -Roll Thruster On-Times über Phase auf GRACE 2

Der Sinus-Verlauf entspricht absolut der Erwartung, da der Beta-Winkel β' sich innerhalb einer Phase mit 0 beginnend bis zu einem Maximalwert aufbaut und somit eine der Satellitenseiten (y-Richtung) vollständig von der Sonne bestrahlt wird. Die Lageregelung muss durch entsprechende Rollbewegungen diesen Strahlungsdruck der Sonne ausgleichen und den Satelliten in die

entgegengesetzte Richtung manövrieren. Nach dem Maximalwert nimmt der Strahlungsdruck bis zu 0 hin ab und baut sich auf der gegenüberliegenden Seite des Satelliten wieder auf. Es entsteht eine periodische Entwicklung, in der abwechselnd die +Roll- und -Roll-On-Times überwiegen. Die Mittelung sollte bei idealen Bedingungen genau 0 ergeben, d.h. es ist genauso viel +Roll wie -Roll-Thrusteraktivität pro Phase für eine ausbalancierte Lage nötig.

Sinus-Ausgleich nach dem Gaußschen Prinzip der kleinsten Quadrate

Um dies zu überprüfen muss jeder der bisher durchlaufenen Cycles (13 zur Auswertung möglich) einzeln mit einer Sinuskurve gefittet und die daraus gewonnenen Funktionen bzw. Koeffizienten verglichen werden. Dies geschieht jeweils in einem Bereich von $\Phi < 0.5$ und $\Phi > 0.5$. Die hierbei zu untersuchende Eigenschaft der Sinuskurve ist die Amplitude, da durch sie der Überschuss an Thruster On-Time pro halber Phase dargestellt wird.

Die angesetzte Ausgleichsfunktion F mit der Phase Φ als Variable und Amplitude b lautet daher:

$$F = f(\Phi)$$

$$F = b \cdot \sin(2\pi \cdot \Phi) \quad (4.20)$$

Nach der Methode der kleinsten Quadrate berechnet sich der Koeffizient b wie folgt [Pap09]:

Für jeden Messpunkt $P = (x_i, y_i)$ der n -Messungen muss die vertikale Abweichung $[y_i - f(\Phi_i)]$ von der Ausgleichsfunktion F ermittelt und die Summe S der Abweichungsquadrate gebildet werden:

$$S(b) = \sum_{i=1}^n [y_i - f(\Phi_i)]^2 \quad (4.21)$$

Die Summe $S(b)$ ist dabei abhängig von dem zu berechnenden Parameter b . Dieser kann nun durch Bildung der Ableitung aus der Bedingung ermittelt werden, dass $S(b)$ minimal sein muss, um die Abweichungen von der Ausgleichskurve so gering wie möglich zu halten:

$$\frac{\partial S}{\partial b} = 0 \quad (4.22)$$

Um ein Gefühl für die Güte der generierten Ausgleichskurve zu bekommen, wurde für jeden Plot nach der Berechnung von F der Verlauf der Residuen r und die Standardabweichung σ ermittelt:

$$r_i = y_i - f(\Phi_i) \quad (4.23)$$

$$\sigma = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n [y_i - f(\Phi_i)]^2}{n(n-1)}} \quad (4.24)$$

Da diese Berechnung für insgesamt 13 Cycles mit jeweils zwei Halbphasen für beide Satelliten durchgeführt werden musste, wurde dies per Matlab-Code automatisiert und die Ergebnisse geplottet (Code siehe Anhang unter B.1). Zu beachten ist, dass die On-Times pro Tag nur bis zu einem Wert von $-120s < \Delta t_{on,day} < 120s$ berücksichtigt wurden. Alle Werte, die diese Grenze übersteigen, sind Ergebnis eines vom Normalzustand abweichenden „Safe Modes“, d.h. die Lageregelung musste für kurze Zeit deutlich öfter in Kraft treten. Außerdem konnten die Daten für Cycle 5 nicht in die Untersuchung mit einbezogen werden, da in diesem Zeitraum die Satelliten umgedreht wurden und nun GRACE 2 die Führung übernahm („Swap“).

Auswertung für GRACE 1

Nachfolgend ist der Plot des Sinus-Fits für GRACE 1 Cycle 2 über einen Zeitraum von $\Phi < 0.5$ abgebildet. Dies entspricht bei GRACE 1 einem Überwiegen der positiven Roll-On-Times (alle Cycle-Plots siehe Anhang B.2).

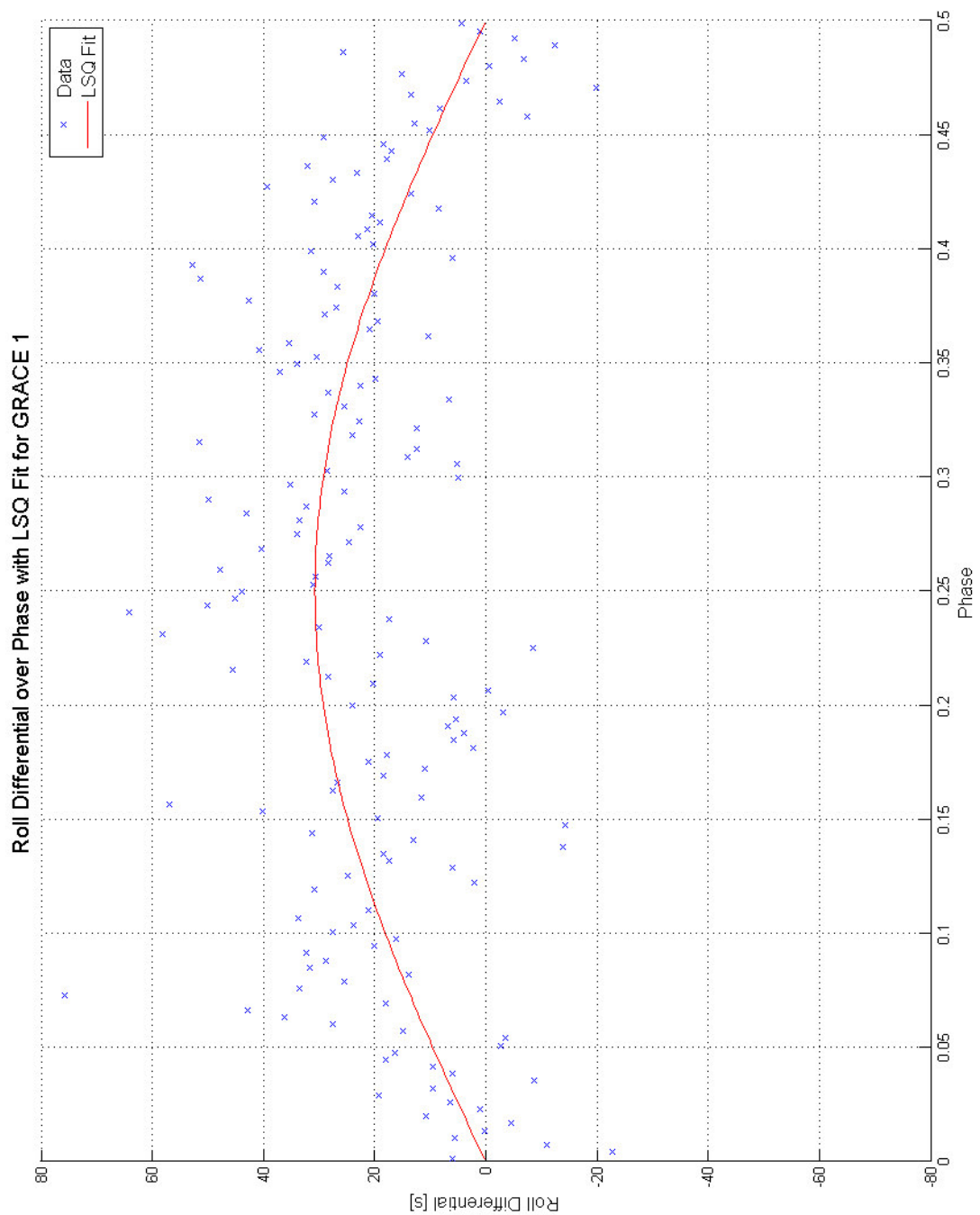


Abbildung 4.18.: Sinus-Fit für GRACE 1 Cycle 2 ($\Phi < 0.5$)

Es folgt der gleiche Plot für $\Phi > 0.5$. In diesem Fall sind aufgrund der Sonnenstrahlung die negativen Roll-On-Times entscheidend. Die Amplitude b wechselt somit das Vorzeichen:

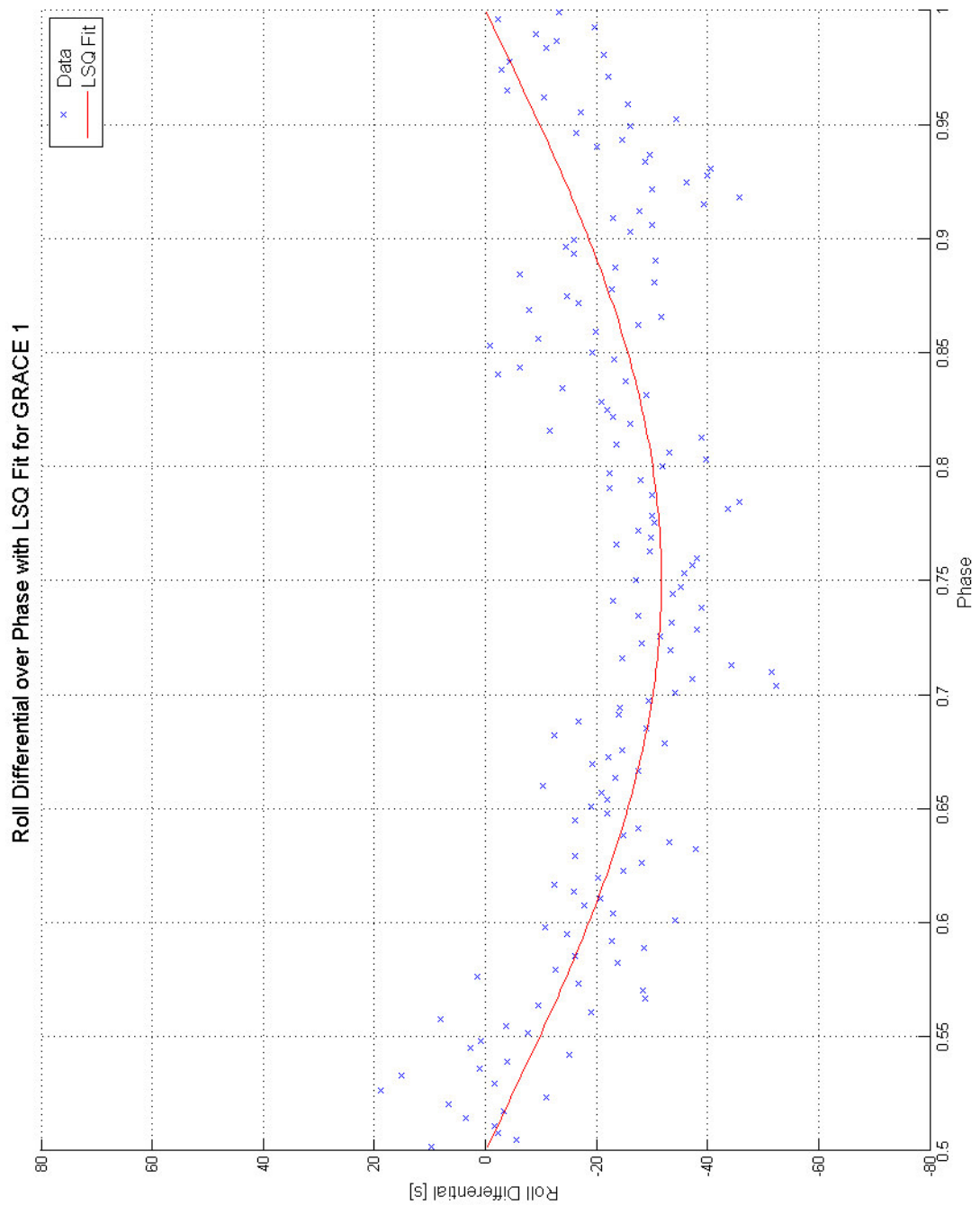


Abbildung 4.19.: Sinus-Fit für GRACE 1 Cycle 2 ($\Phi > 0.5$)

Tabelle 4.7 fasst alle wesentlichen Rechenergebnisse der Sinus-Fittings für GRACE 1, aufgeteilt nach operationeller Sternkamera, zusammen:

GRACE 1	Koeffizient b		Standardabweichung σ	
Cycle #	SCA1	SCA2	SCA1	SCA2
1	13,6	-42,4	1.61	1.46
2	30,7	-31,7	1.27	0.84
3	25,1	-33,3	1.64	0.97
4	34,9	-29,4	0.90	0.65
6	2,4	-30,9	1.78	0.67
7	28,5	-28,8	0.86	0.72
8	31,2	-31,3	0.96	0.83
9	28,3	-28,2	1.13	0.89
10	27,6	-27,3	0.87	1.04
11	36,2	-37,9	1.12	1.26
12	44,7	-48,1	1.27	1.36
13	48,1	-32,2	1.04	1.20
14	42,3	-40,5	1.03	1.28
\emptyset	32,6	-34,0	1.15	1.02

Tabelle 4.7.: Koeffizient b und Standardabweichung σ von GRACE 1 für alle Cycles

Alle Cycles, mit Ausnahme von No. 6, zeigen sowohl während der von SCA 1 als auch von SCA 2 geregelten Periode einen relativ konstanten Wert für b. Dies wird bestätigt durch die beiden dicht beieinander liegenden Durchschnittswerte (30.3 bzw. -34.0). Der Vorzeichenunterschied muss aufgrund der der Rechnung zugrunde liegenden Differenzierung der Roll-On-Times nicht weiter beachtet werden, er ist lediglich Ausdruck der wechselnden Sonnenverhältnisse. Die Qualität der ermittelten Fittings kann durch die guten σ -Werte von durchschnittlich nur 1.15 bzw. 1.02 als gut eingestuft werden, zumal der Verlauf der Residuen keine eindeutige Systematik zeigt.

Auswertung für GRACE 2

Die Ergebnisse für GRACE 2 werden von Abb. 4.20 und 4.21 beispielhaft ebenfalls an Cycle 2 dargestellt (alle Plots siehe Anhang B.3):

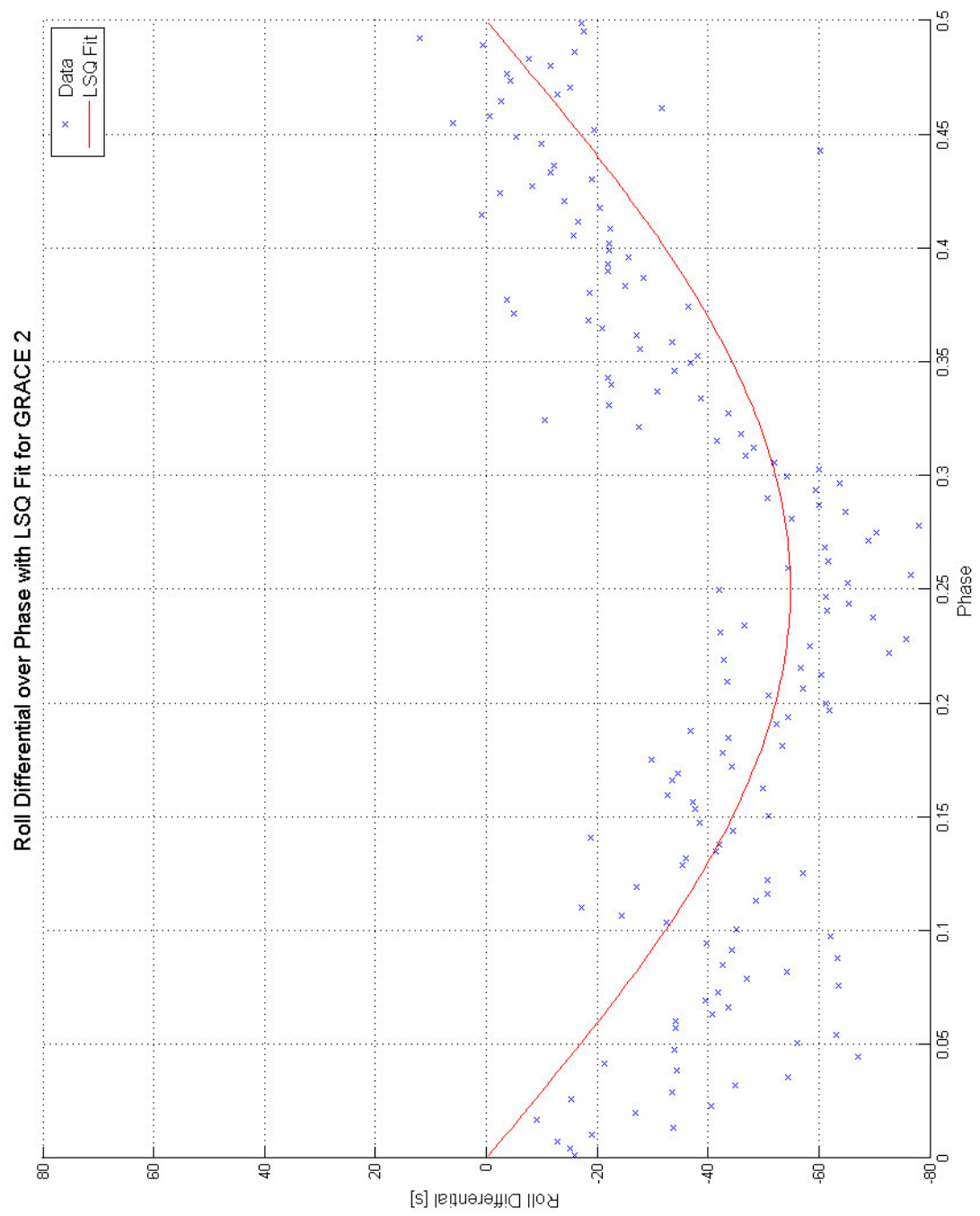


Abbildung 4.20.: Sinus-Fit für GRACE 2 Cycle 2 ($\Phi < 0.5$)

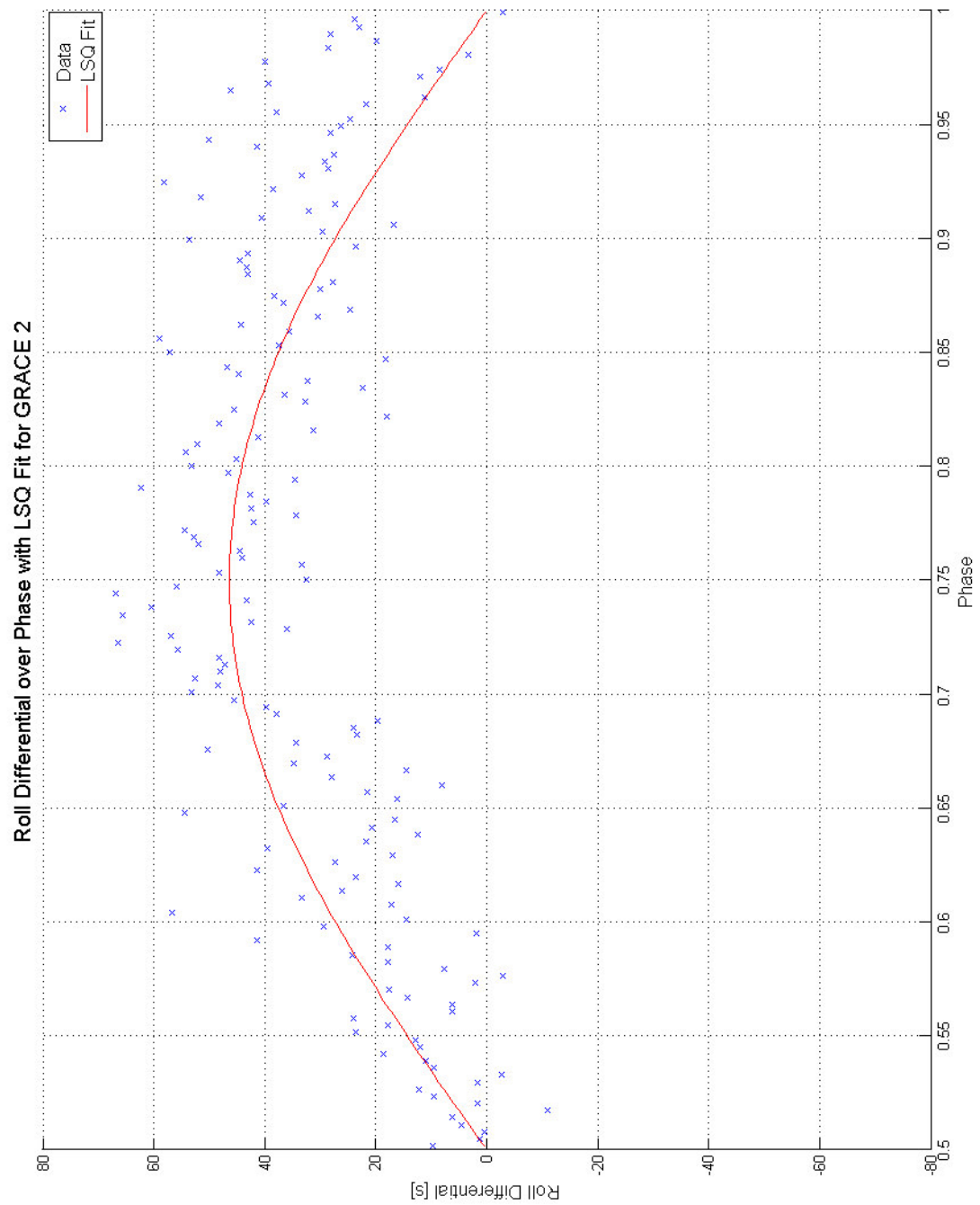


Abbildung 4.21.: Sinus-Fit für GRACE 2 Cycle 2 ($\Phi > 0.5$)

Auch für GRACE 2 werden der ermittelte Koeffizient und die Standardabweichung von Tabelle 4.8 zusammengefasst:

GRACE 2	Koeffizient b		Standardabweichung σ	
Cycle #	SCA2	SCA1	SCA2	SCA1
1	-36,1	28,6	2.19	1.64
2	-54,8	46,3	1.41	1.09
3	-38,1	42,3	1.24	1.06
4	-32,5	34,5	1.15	0.84
6	-23,2	39,4	0.71	0.97
7	-19,0	36,8	1.05	0.91
8	-26,2	47,0	0.67	1.19
9	-23,1	35,1	0.90	1.13
10	-24,2	49,0	0.74	1.25
11	-25,8	39,4	0.99	2.00
12	-29,7	50,8	1.47	1.38
13	-27,7	38,4	1.11	1.39
14	-25,9	53,9	0.81	1.35
\emptyset	-29,7	41,7	1.11	1.25

Tabelle 4.8.: Koeffizient b und Standardabweichung σ von GRACE 2 für alle Cycles

Ähnlich zu GRACE 1 zeigt die Amplitude b für $\Phi < 0.5$ einen durchschnittlichen Wert von ca. -30. Die Standardabweichung sowie der Verlauf der Residuen liegt für beide Halbphasen im akzeptablen Bereich, demnach erfüllen die Fittings die Anforderungen an die Genauigkeit. Einzig für $\Phi > 0.5$ liegt der Durchschnittswert von b deutlich über dem typischen Bereich von ca. ± 30 .

Der Hintergrund dieser Untersuchung besteht im Zusammenhang zwischen Phase und operationeller Sternkamera (SCA): Während für GRACE 1 in der ersten Halbphase $\Phi < 0.5$ die Sternkamera 1 operationell ist, arbeitet auf GRACE 2 aufgrund der umgedrehten Flugrichtung Sternkamera 2. In der zweiten Halbphase drehen sich die Verhältnisse jeweils um. Nun ist auf GRACE 2 Sternkamera 1 von äußeren Lichteinflüssen weggedreht und damit operationell (Dieser Umstand dreht sich bei jedem Swap der Satelliten genau um). Die Untersuchung der differentiellen Roll-Thruster-On-Times konnte zeigen, dass während dem von SCA 1 geführten Zeitabschnitt ein ungewöhnlicher hoher Überschuss an +Roll-Thruster-Aktivität im Vergleich zur anderen Phasenhälfte bzw. zu GRACE 1 besteht. Dies wird durch den erhöhten Wert der Amplitude $b = 41.7$ auf GRACE 2 repräsentiert, welcher zweifelsfrei durch die schlechtere Qualität der Sternkamera verbunden mit einem erhöhten Treibstoffverbrauch (\triangleq erhöhten Thruster-On-Times) für eine ausreichende Lageregelung zu Stande kommt. Die Ursache für diese Art von Anomalie konnte somit erklärt werden.

Tabelle 4.9 stellt den Koeffizienten b für beide Satelliten, aufgeteilt nach Sternkamera, gegenüber:

Koeffizient b	GRACE 1	GRACE 2
SCA 1	32.6 ± 1.15	41.7 ± 1.25
SCA 2	-34 ± 1.02	-29.7 ± 1.1

Tabelle 4.9.: Gegenüberstellung des durchschnittlichen Koeffizienten b mit σ -Werten für beide Satelliten

Als Kontrolle des Ergebnisses dient Abb. 4.22. Sie zeigt die Differenz des Unterschieds zwischen positiven und negativen Thruster-On-Times und des berechneten Sinus-Ausgleichs für Sternkamera 2 auf GRACE 2. Gemäß der Methode müssen die Punkte von SCA 2 im Mittel 0 ergeben (Amplitude b ausgeglichen), für SCA 1 aufgrund der schlechteren Qualität müssen die Punkte jedoch deutlich zu hoch liegen.

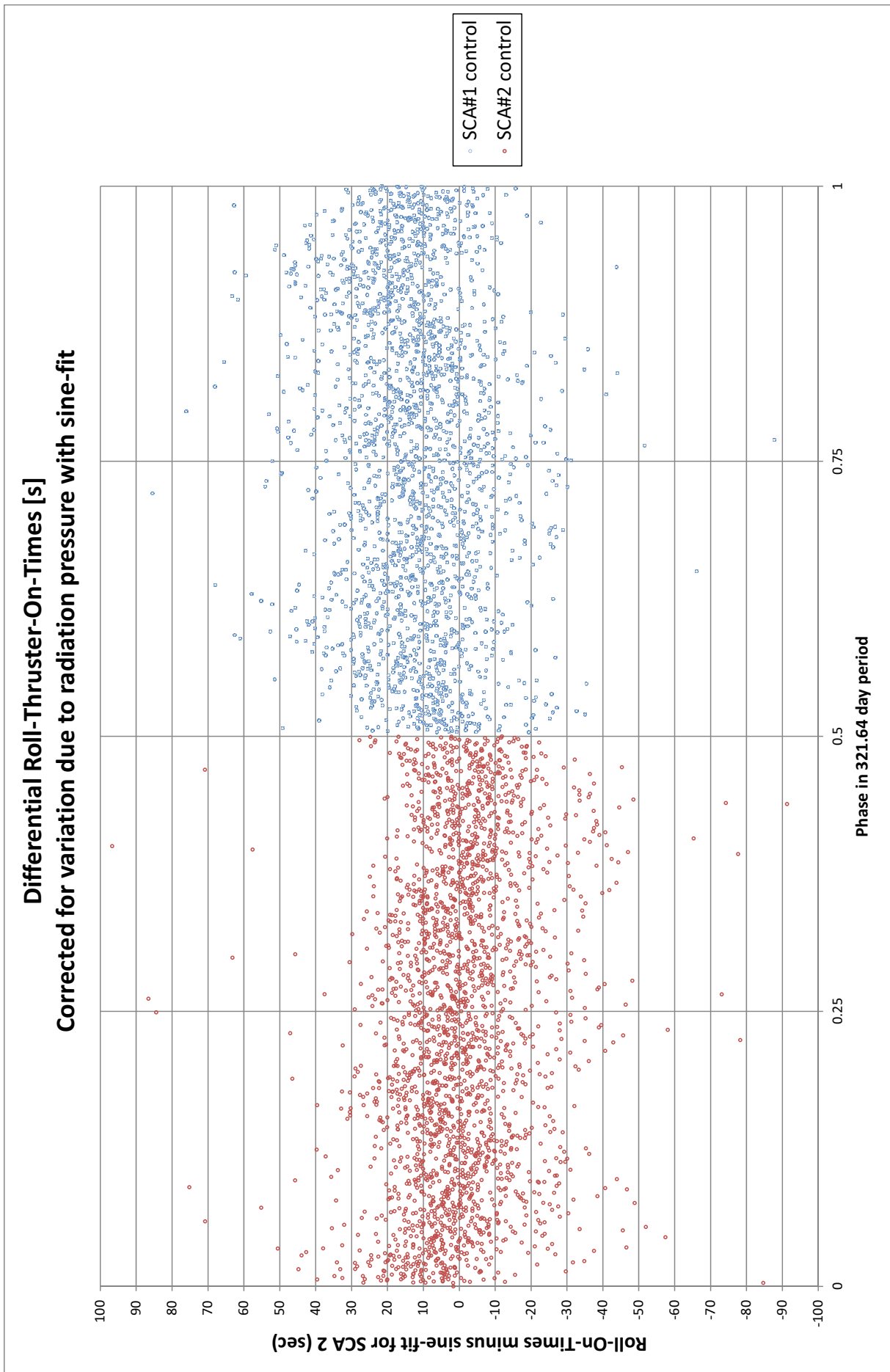


Abbildung 4.22.: Differentielle Roll-Thruster-On-Times minus Sinus-Fit für SCA 2 auf GRACE 2, aufgeteilt nach SCA-Aktivität

Tatsächlich ist eine Verschiebung der Punkte zu höheren Werten während der SCA 1-Periode (blau) zu erkennen. Sternkamera 2 hingegen konzentriert sich wie erwartet um den Nullpunkt. Zusammengefasst bedeutet dies, dass die Korrekturkurve aufgrund des Strahlungsdrucks der Sonne für drei von vier Sternkameras mit einer gewissen Genauigkeit den gleichen Koeffizienten aufweist. Lediglich für eine Kamera trifft dies nicht zu. Zusätzlich ist eine Verschlechterung der Sternkamera 1 auf GRACE 2 im Laufe der Zeit zu erkennen. Die einzig mögliche Schlussfolgerung ist daher, dass die mindere Qualität ein Ansteigen der On-Times während der operationellen Phase bedingt, welche schließlich zu einem Überschuss an Thruster-Aktivität in positive Richtung führte. Damit kann auch ausgeschlossen werden, dass ein Zusammenhang zu den unterschiedlichen Treibstoffmassen der Tanks besteht, der durch Leckage an den -Roll-Thrustern entstanden sein könnte und zu erhöhten +Roll-Thruster-On-Times geführt hätte (durch unkontrolliertes Ausströmen aus -Roll-Thrustern und damit ständige Drehung).

4.7.2. Pitch-Bewegung

Gemäß der Vorgehensweise bei der Roll-Bewegung wurde der Pitch-Channel ebenfalls auf durch Sternkameras verursachte Anomalien hin überprüft. Das Ergebnis soll in diesem Fall eine Bestätigung für die Untersuchungen auf der Roll-Achse darstellen und die gefundene Erklärung für die Anomalie verifizieren.

Die Plots der Differenz von +Pitch-On-Times und -Pitch-On-Times pro Tag $\Delta t_{on,Pitch}$ zeigen im Gegensatz zu der Roll-Bewegung keinen Sinus-artigen Verlauf. Die Differenz ist schlichtweg eine Horizontale geprägt von mehreren Ausreißer-Messwerten, welche durch die Berücksichtigung der On-Times von maximal 15 Sek. Dauer herausgearbeitet wurden. Diese Grenze liegt im Vergleich zum Roll-Channel deshalb so niedrig, da die meisten Pitch-Manöver durch die Magnetic-Torquer ausgeführt werden können. Dies ist für die Rollbewegung nur vereinzelt möglich aufgrund der aufzubauenden Lorentz-Kraft mit senkrecht stehenden Feldlinien. Die Abbildungen 4.23 und 4.24 zeigen die Verläufe für GRACE 1 und 2:

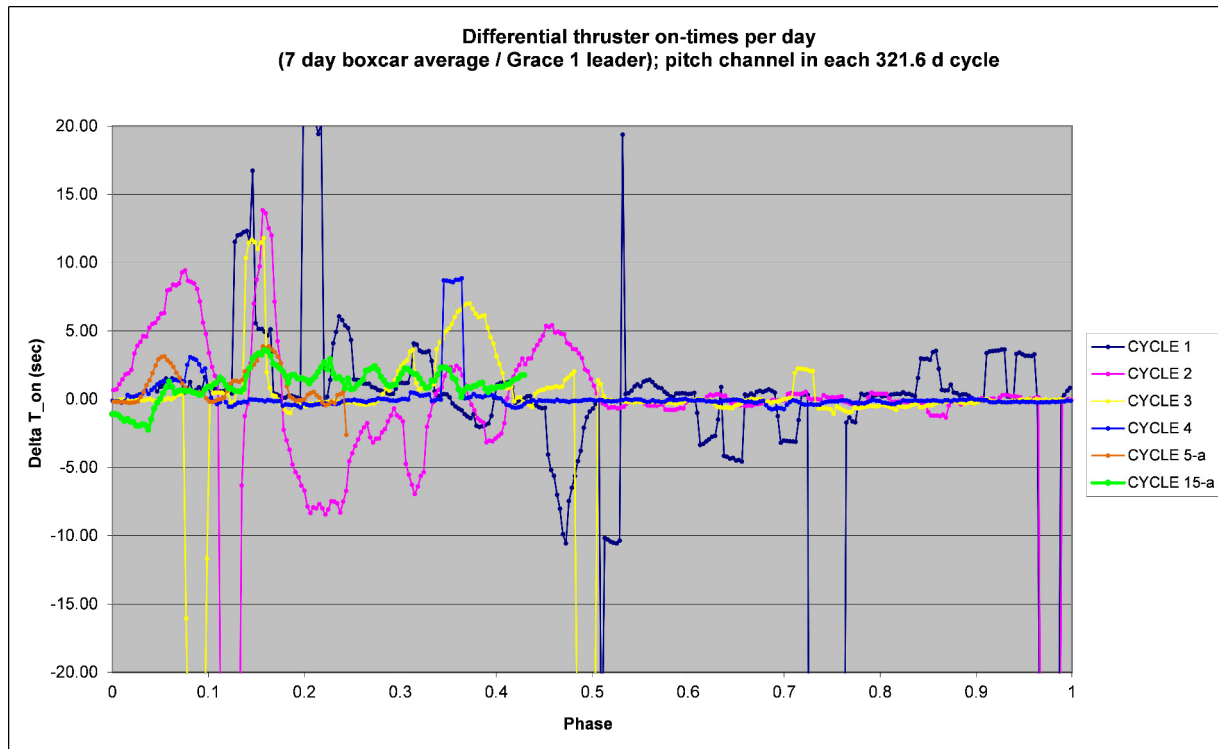


Abbildung 4.23.: Differenz von +Pitch- und -Pitch-On-Times über Phase auf GRACE 1

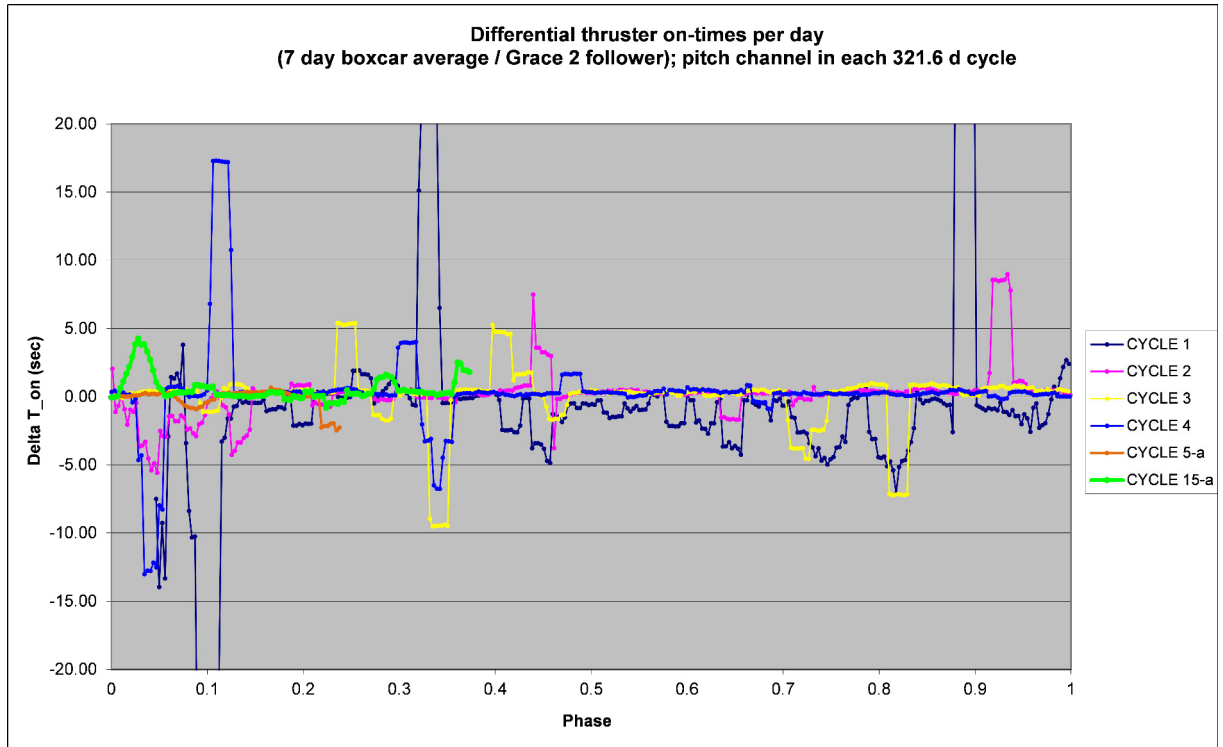


Abbildung 4.24.: Differenz von +Pitch- und -Pitch-On-Times über Phase auf GRACE 2

Daher muss ein linearer Ansatz der Form

$$F \neq f(p)$$

$$F = a \quad (4.25)$$

gewählt werden, wobei a eine Konstante mit der Einheit Sekunden darstellt. Die Vorgehensweise bei der Berechnung des Ausgleichskoeffizienten a ist äquivalent zur Roll-Bewegung und wird daher nicht weiter ausgeführt.

Auswertung für GRACE 1

Die Ergebnisse der linearen Ausgleichsrechnung werden wieder beispielhaft an Cycle 2 von Abb. 4.25 und 4.26 für GRACE 1 ($\Phi > 0.5$ und $\Phi < 0.5$) gezeigt (alle Plots siehe Anhang):

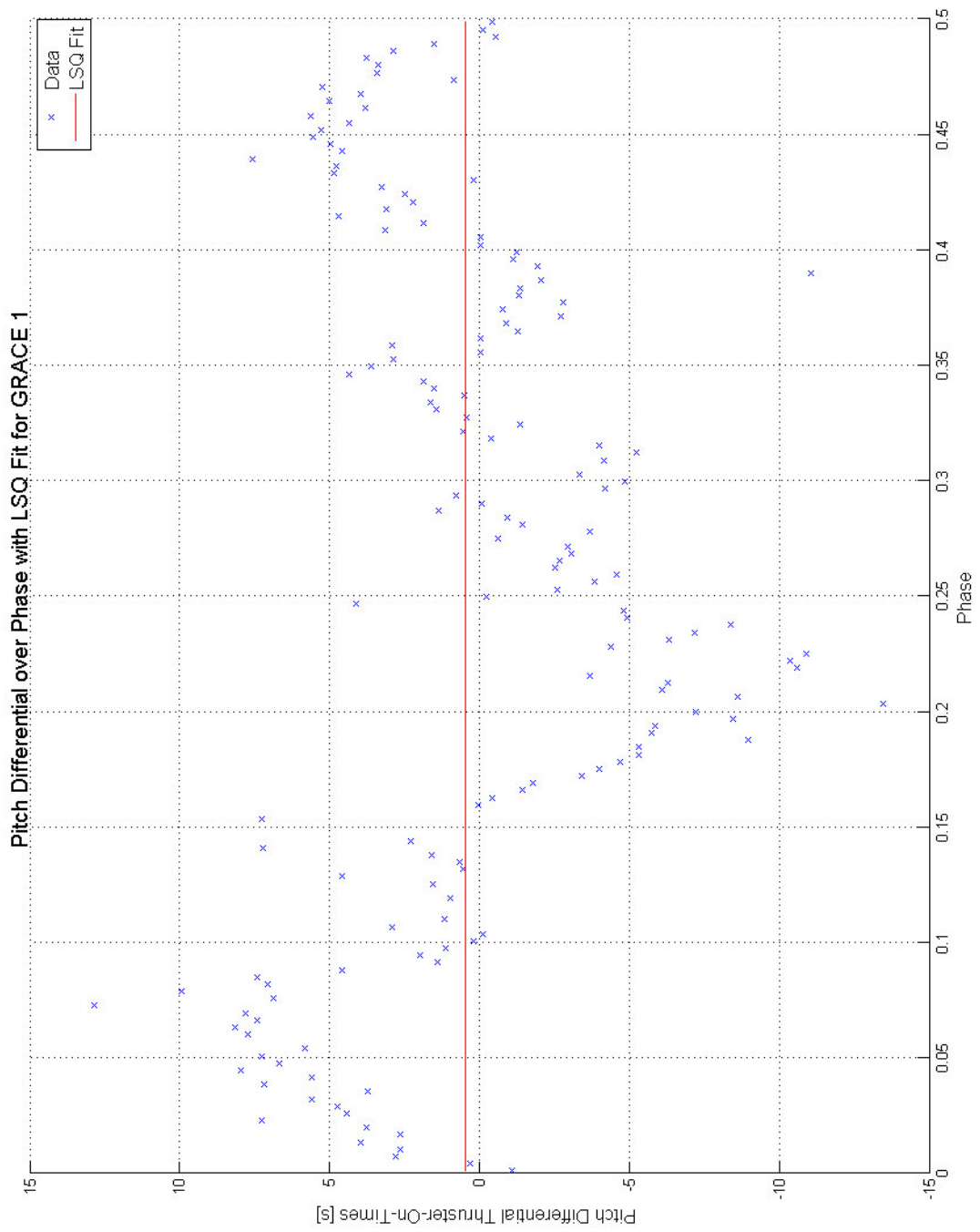


Abbildung 4.25.: Fit für GRACE 1 Cycle 2 ($\Phi < 0.5$)

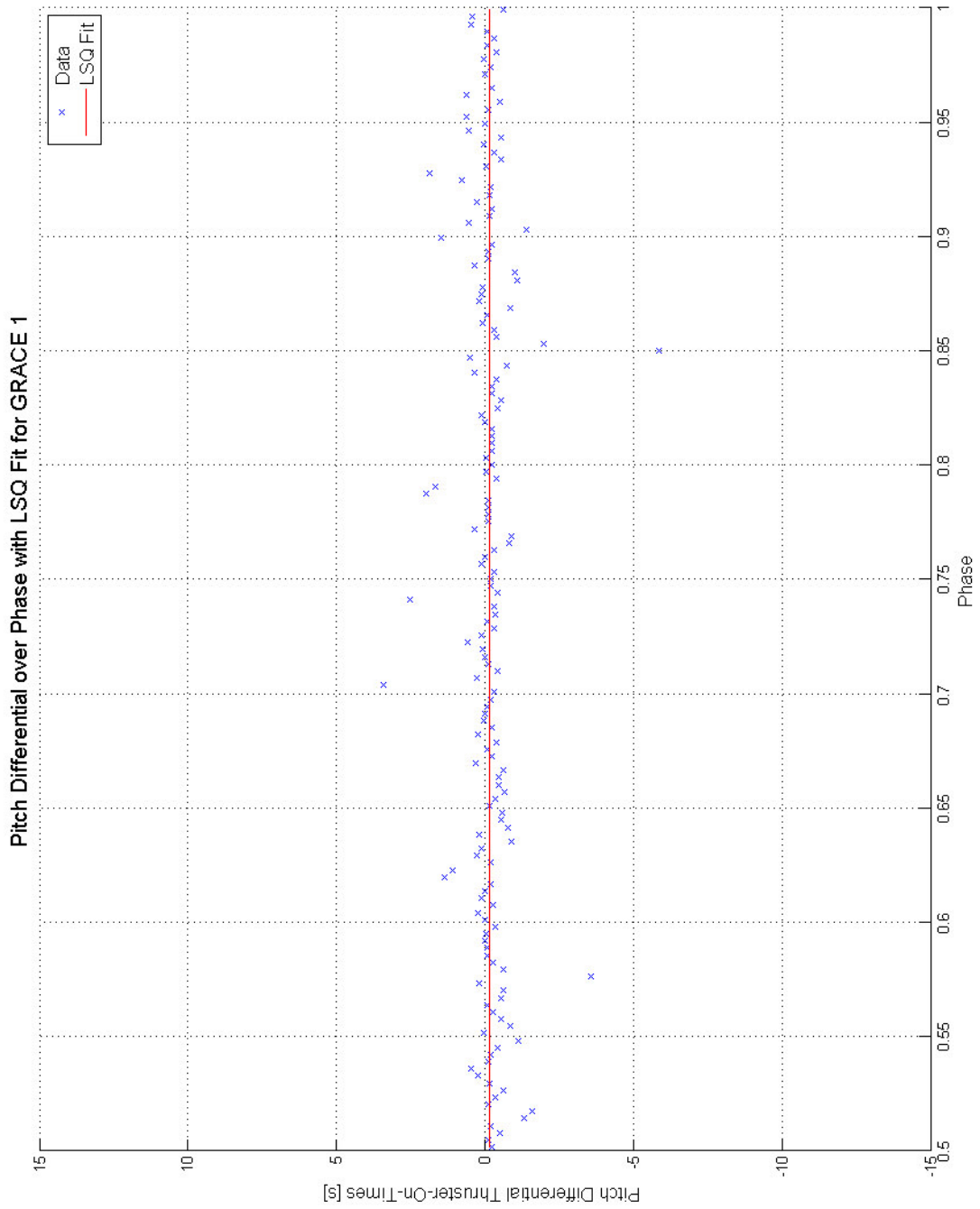


Abbildung 4.26.: Fit für GRACE 1 Cycle 2 ($\Phi > 0.5$)

Obwohl Abb. 4.25 eine periodische Funktion in den Residuen vermuten lässt, sind diese Punkte Ergebnis zufälliger Ereignisse. Besonders anfangs der Mission in Cycle 2 muss für die Lageregelung erst noch eine standardisierte Vorgehensweise gefunden werden. Die genauen Werte sowie der Durchschnitt von a für GRACE 1 wird in Tabelle 4.10 zusammengefasst:

GRACE 1 Cycle #	Koeffizient a		Standardabweichung σ	
	SCA1	SCA2	SCA1	SCA2
1	0.02	0.21	0.21	0.17
2	0.47	-0.16	0.37	0.06
3	1.24	-0.17	0.22	0.09
4	0.13	-0.18	0.09	0.03
6	-0.08	0.23	0.07	0.04
7	-0.60	0.15	0.08	0.04
8	-1.73	0.25	0.29	0.09
9	-1.55	-0.02	0.15	0.09
10	-0.69	-0.66	0.09	0.13
11	-0.31	0.07	0.13	0.14
12	-0.29	-0.96	0.13	0.17
13	-0.87	-0.87	0.10	0.15
14	-0.49	-3.76	0.10	0.25
Ø total	-0.37	-0.45	0.16	0.11
Ø vor Swap (Cycle 2-4)	0.61	-0.17	0.23	0.06
Ø nach Swap (Cycle 6-14)	-0.73	-0.62	0.13	0.12

Tabelle 4.10.: Koeffizient a und Standardabweichung σ für GRACE 1 für alle Cycles

Die Koeffizienten liegen für beide Sternkameras bei einer relativ ausgeglichenen Differenz von durchschnittlich gesamt -0.37 bzw. -0.45 Sekunden pro Tag. Auch der Durchschnittswert nach dem Swap zeigt kaum unterschiedliche Ergebnisse. Dies bedeutet, dass weder SCA1 noch 2 mehr On-Time für eine ausgeglichene Lageregelung benötigte. Die Qualität des Fits durch den Ansatz $F = a$ kann mit σ -Werten von durchschnittlich unter 0.2 als gut bewertet werden. Die durchschnittlichen Beträge für a vor und nach dem Swap sind aufgrund der besonderen Bedeutung für die Pitch-Achse mit angegeben, da nach dem Swap beide Satelliten in umgedrehter Richtung und Reihenfolge fliegen und der Führende naturgemäß mehr +Pitch als Folge von Sternkamera-Ausfällen produziert. Der nachfolgende Satellit wird umgekehrt mehr -Pitch-On-Times benötigen.

Auswertung für GRACE 2

Um den Koeffizienten a für ein schlüssiges Ergebnis mit GRACE 1 vergleichen zu können, ist der Fit für den Zwillingssatelliten notwendig:

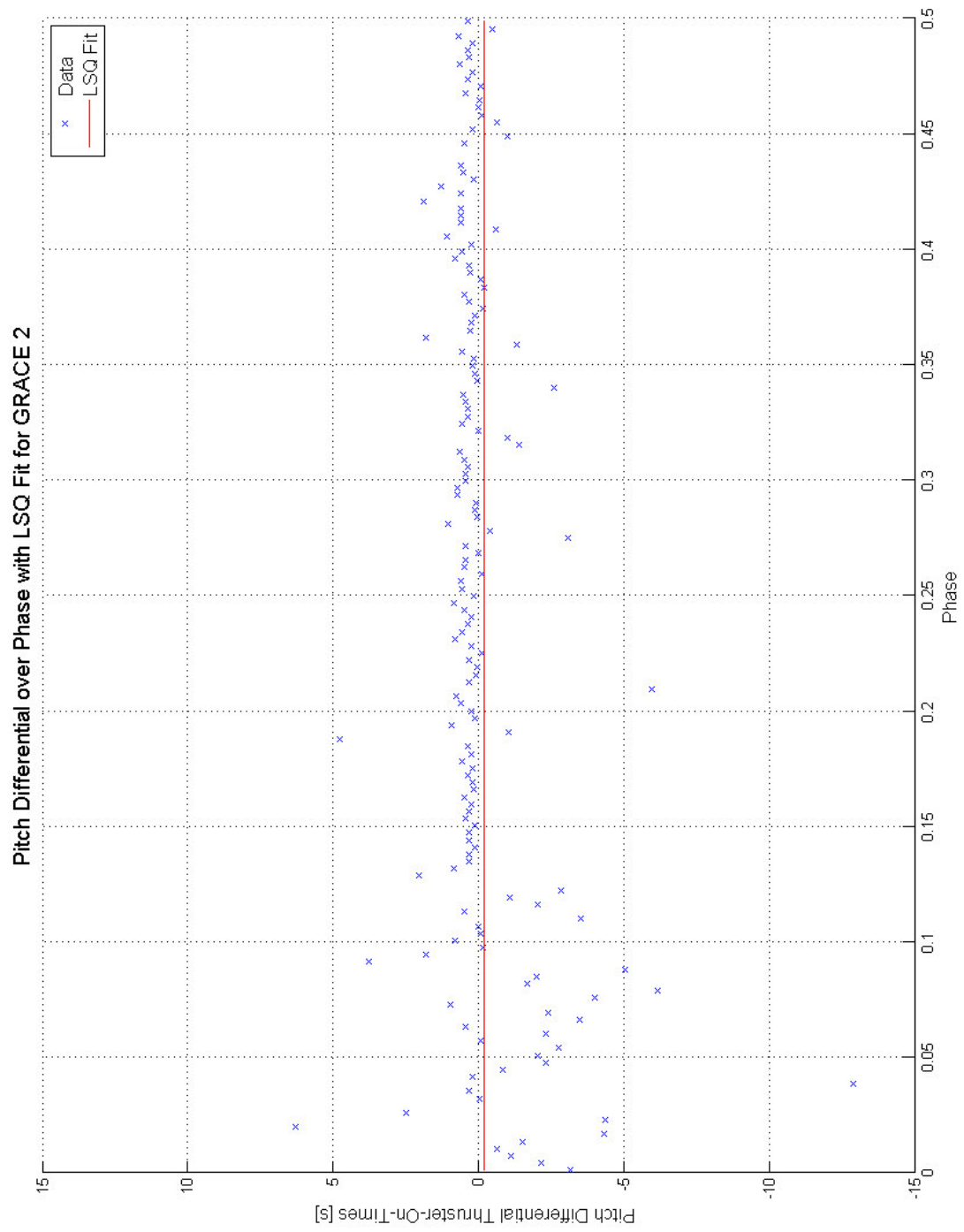


Abbildung 4.27.: Fit für GRACE 2 Cycle 2 ($\Phi < 0.5$)

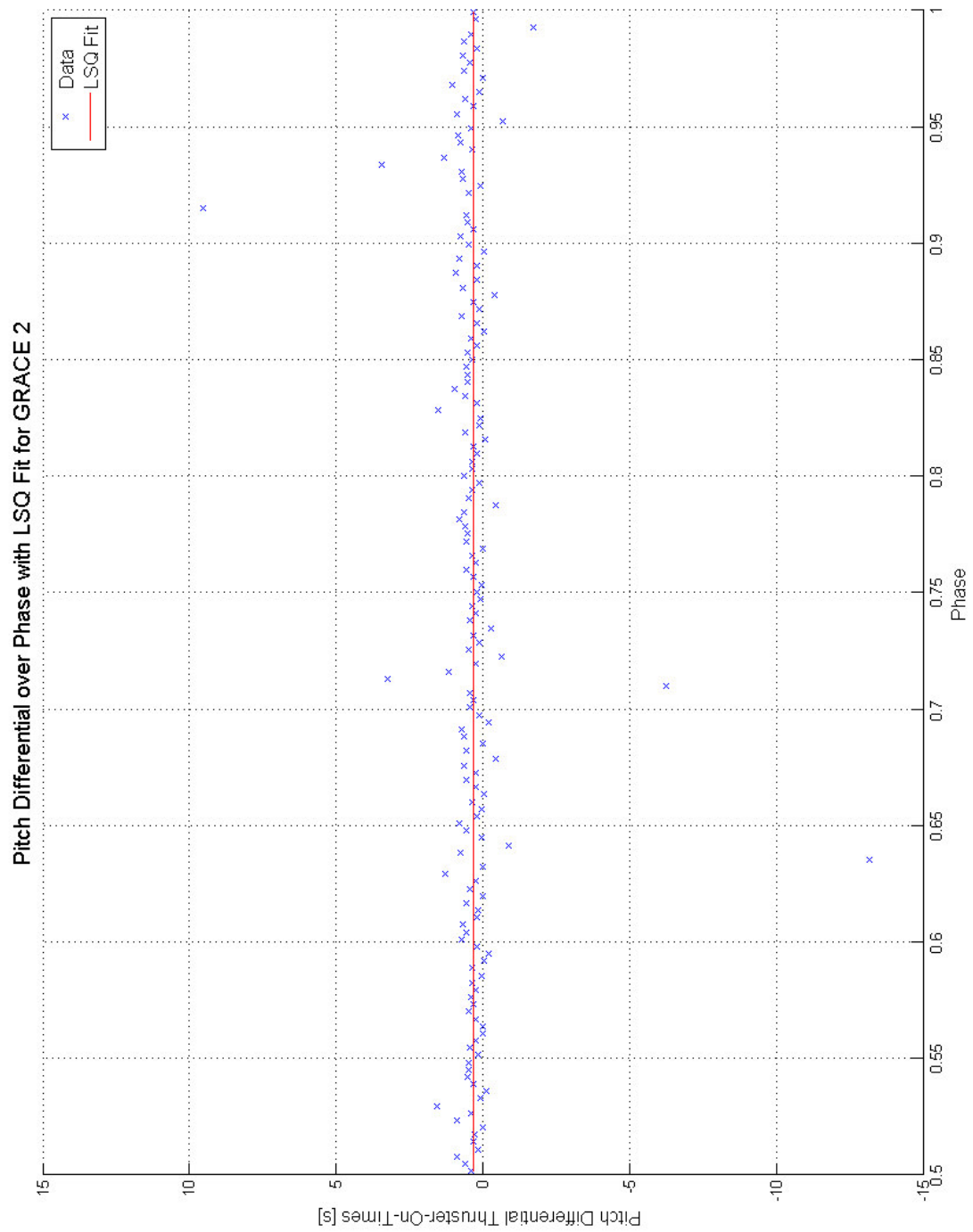


Abbildung 4.28.: Fit für GRACE 2 Cycle 2 ($\Phi > 0.5$)

Auch für GRACE 2 werden die Ergebnisse der einzelnen Cycles sowie der Durchschnitt in Tabelle 4.11 zusammengefasst:

GRACE 2 Cycle #	Koeffizient a		Standardabweichung σ	
	SCA2	SCA1	SCA2	SCA1
1	-0.53	-1.55	0.23	0.28
2	-0.19	0.32	0.15	0.12
3	0.15	0.17	0.13	0.17
4	0.29	0.22	0.09	0.07
6	-0.44	-0.32	0.07	0.14
7	-0.35	-0.16	0.08	0.10
8	-0.56	-0.43	0.08	0.11
9	-0.52	-0.18	0.16	0.19
10	0.04	0.61	0.20	0.24
11	-0.37	-0.74	0.13	0.30
12	-0.43	2.56	0.07	0.38
13	-0.35	5.72	0.09	0.31
14	-0.21	5.70	0.08	0.43
Ø total	-0.27	0.92	0.12	0.22
Ø vor Swap (Cycle 2-4)	0.09	0.24	0.11	0.12
Ø nach Swap (Cycle 6-14)	-0.35	1.42	0.11	0.25

Tabelle 4.11.: Koeffizient a und Standardabweichung σ für GRACE 2 für alle Cycles

Wie bei GRACE 1 liegt der durchschnittliche Gesamtwert und der Durchschnittswert von a nach dem Swap in der ersten Halbperiode bei etwa -0.3. Bei einem optimalen Wert von 0 (entspricht Ausgeglichenheit der pos. und neg. Thrusteraktivierungen) kann also nur eine kleine Abweichung festgestellt werden. Die Güte der Ausgleichs-Horizontalen liegt wie zuvor bei ausreichend genauen σ -Werten von unter 0.3. Die zeitabhängige Verschlechterung der Sternkamera-Genauigkeit aus der Roll-Bewegung kann durch den Verlauf von a ebenfalls bestätigt werden. Die Intention der Pitch-Untersuchung lag nach der Auswertung der Roll-Bewegung in der Bestimmung von a für GRACE 2 SCA1. Hier lässt sich erwartungsgemäß erneut ein erhöhter Wert von 0.92 s bzw. nach dem Swap von 1.42 feststellen, d.h. die positiven Pitch-Thruster-On-Times überragen während der SCA1-kontrollierten Phasenabschnitte deutlich über die negativen.

In Tabelle 4.12 wird die Erhöhung für GRACE 2 SCA 1 deutlich:

Koeffizient a	GRACE 1	GRACE 2
SCA 1	-0.37 ± 0.16	0.92 ± 0.22
SCA 2	-0.45 ± 0.11	-0.27 ± 0.12

Tabelle 4.12.: Gegenüberstellung der gesamten durchschnittlichen Koeffizienten a für beide Satelliten

Zusammen mit der Untersuchung des Roll-Channels lässt dieses Ergebnis keinen Zweifel mehr an der Theorie, dass durch die schlechtere Messfähigkeit dieser Sternkamera auf GRACE 2 ein Überschuss an Thruster-On-Times in der jeweiligen Richtung nötig ist, um die Lageregelung in der gleichen Qualität wie bei den drei anderen Kameras zu erzielen.

5. Interpretation

Nach den Untersuchungsansätzen und deren Auswertung werden die Ergebnisse zusammengefasst und die möglichen Ursachen der Anomalien diskutiert.

5.1. Treibstoffmassendifferenz

Wie die Berechnung der Treibstoffmassen in allen vier Tanks zeigen konnte, beinhaltet die operationell verwendete Bestimmung der Massen keine Fehler. Damit konnte eine erste Fehlerquelle zur Erklärung der zu hohen Treibstoffmassendifferenz zwischen den jeweiligen Tanks ausgeschlossen werden. Glücklicherweise bestand aufgrund der Genauigkeitsanforderungen an die Schwerpunkt-lage die Möglichkeit, aus den Kalibrationsergebnissen auf den Tankmassenunterschied zurückrechnen zu können. Aus dieser Methode entstand die Aufteilung der Differenzen in einen physikalisch existenten und einen nicht vorhandenen, zusätzlichen Teil (siehe Tab. 4.5). Somit konnten weitere Untersuchungen abgeleitet werden.

Zur Erklärung des existenten Teils wurde aus dem Unterschied in der Massenberechnung von Beobachtung und Thruster-On-Times eine Anpassung der Branch-Effektivitäten vorgenommen, welche vor Beginn dieser Abschlussarbeit als identisch angenommen wurden. Ein bestimmter Anteil des existenten Treibstoffmassenunterschieds wird somit als erklärt betrachtet. Ebenso zu dieser Erklärung beigetragen hätte eine mögliche Leckage von Treibstoffgas. Bei der Untersuchung konnte ein Lecken von Thrustern vollständig ausgeschlossen, eine innere Undichtigkeit als möglich eingestuft werden.

Der zusätzlich vorhandene, in der Beobachtung der Treibstoffmasse zwar enthaltene, aber nicht existente Teil der Differenzmasse, kann nur durch einen Sensor-Drift der Drucksensoren oder einem anderen systematischen Effekt erklärt werden.

5.2. Schwerpunktverschiebung

Durch die Aufstellung eines Massenmodells und der anschließenden Berechnung konnte die Schwerpunktänderung nachvollzogen und bestätigt werden. Sowohl für GRACE 1 als auch GRACE 2 kann ein „Weglaufen“ des Schwerpunktes in die positive Richtung aufgrund des schwereren Tanks an dieser Position ermittelt werden. Dieser Schritt machte es möglich, aus der genauen Kalibration des Center of Mass die aktuell vorhandene Differenzmasse zwischen Tank 1 und 2 zu bestimmen. Da diese Treibstoffmasse aufgrund der Diskrepanz zwischen Kalibration und Berechnung des Schwerpunktes nicht übereinstimmt, kann die aus der Kalibration bestimmte Masse als existenter Teil betrachtet und der Rest als zusätzlicher, nur aus der Berechnung stammend, behandelt werden. Dies setzt voraus, dass den Ergebnissen aus der Kalibration die höhere Glaubwürdigkeit geschenkt wird.

Die Diskrepanz muss somit durch fehlerhafte Drucksensoren erklärt werden, welche schließlich zu einer falschen Treibstoffmasse geführt haben. Nicht auszuschließen ist, statt einem Drucksensoren-Drift, ein anderer, ebenfalls systematischer Effekt.

Abbildung 5.1 fasst die gefundenen Erklärungen für die Treibstoffmassen-Unterschiede zusammen:

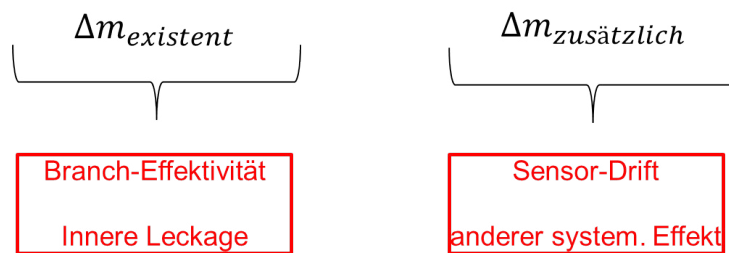


Abbildung 5.1.: Ursachen der beiden Teile von Δm

5.3. Roll-Bewegung

Entgegen der ersten Vermutungen besteht zwischen der Treibstoffmassen- und der Roll-Thruster-On-Time-Anomalie absolut kein Zusammenhang. Da ein Überschuss an +Roll-Thruster-On-Time kongruent zu einem Leck der -Roll-Thruster von Branch 1 gewesen wäre, hätte dies sowohl die differentiellen Treibstoffmassen der Branches als auch die unterschiedlichen On-Times erklärt. Wie aber gezeigt werden konnte, haben beide Anomalien voneinander unabhängige Ursachen, welches bedeutend zur Komplexität bei der Behandlung beigetragen hat.

Im Falle der Roll-Anomalie besteht die Ursache eindeutig aus der zeitabhängigen Verschlechterung der Sternkamera-Performance von SCA 1 auf GRACE 2. Durch diese Verschlechterung entsteht während der operationellen Phase dieser Sternkamera ein erhöhter Bedarf an Thruster-On-Time zur Einhaltung der Lageregelungsvorgaben im Vergleich zu SCA 2 kontrollierten Phasen, der Treibstoffverbrauch erhöht sich. Diese Erklärung ging aus dem Ansatz hervor, die differentiellen On-Times (+Richtung minus -Richtung) sowohl der Roll- als auch der Pitch-Achse zu untersuchen und nach der jeweiligen Sternkamera-Tätigkeit aufzulösen. Hierbei zeigte sich in allen Fällen ein Absetzen der On-Times für SCA 1 auf GRACE 2.

6. Empfehlung

Da die Kenntnis über den exakten Massendurchsatz pro Branch von großer Bedeutung ist und zum besseren Verständnis beiträgt, aus welchem Grund sich für beide Satelliten negative Treibstoffmassendifferenzen aufgebaut haben, würde ein in-Orbit-Test großen Nutzen bringen:

Über einen noch zu definierenden Zeitraum sollten pro Satellit jeweils nur die Thruster *einer* Branch zur Lageregelung benutzt werden, das Crossfeed Ventil zwischen den Branches sollte dabei wie bisher geschlossen bleiben. Aus den Treibstoffverbrauchs-Daten und den On-Times könnte nun Rückschluss auf die exakte Effektivität, dem Massendurchsatz, pro Branch gezogen werden. Die Differenz zwischen dem Treibstoff in Tank 1 und 2 auf beiden Satelliten lässt sich somit noch genauer bestimmen.

Abbildungsverzeichnis

2.1.	Rockot Launch in Plesetsk mit GRACE an Bord Quelle: http://www.csr.utexas.edu/grace/gallery/other/Plesetsk/Plesetsk-001.html Aufgerufen: 23.01.15	9
2.2.	Übersicht über den Bahnverlauf der GRACE Satelliten nach Launch Quelle: http://www.csr.utexas.edu/grace/gallery/other/misc/bw_trajectory.JPG Aufgerufen: 23.01.15	10
2.3.	Skizze der fliegenden GRACE-Satelliten Quelle: http://www.csr.utexas.edu/grace/gallery/other/misc/GRACE_Fact_Sheet_Cover.JPG Aufgerufen: 23.01.15	12
2.4.	Koordinatensystem des Raumsegmentes Quelle: Attitude Control for GRACE - The first low flying satellite formation, J. Herman, D. Presti, A. Codazzi, C. Belle	13
2.5.	Überblick über die Einzelkomponenten (1) Quelle: Attitude Control for GRACE - The first low flying satellite formation, J. Herman, D. Presti, A. Codazzi, C. Belle	14
2.6.	Überblick über die Einzelkomponenten (2) Quelle: http://www.csr.utexas.edu/grace/spacecraft/c2.html Aufgerufen: 23.01.15	14
2.7.	Aufbau des Kaltgas-Systems Quelle: GRACE Design and Interface Document AOCS, Daimler Chrysler Aerospace, Dornier Satellitensysteme GmbH, M. Fehrenbach, M. Schelkle, 20.07.99 . .	16
2.8.	Technische Zeichnung der Lagethruster Quelle: GRACE Design and Interface Document AOCS, Daimler Chrysler Aerospace, Dornier Satellitensysteme GmbH, M. Fehrenbach, M. Schelkle, 20.07.99 . .	17
2.9.	Schienengeführte Trimmmasse der Mass Trim Mechanic Quelle: GRACE Design and Interface Description Satellite Power and Avionics, Astrium, H. Mank, M. Fehrenbach, U. Petruschke, 19.09.01	18
3.1.	Entwicklung der Treibstoffmassen-Differenz Δm auf GRACE 1 und 2	20
3.2.	GRACE 2 Schwerpunktberechnung und -kalibration über die Dauer der Mission Quelle: Dr. S. Bettadpur, GRACE Meeting Präsentation, Center for Space Research, University of Texas, Austin, 2014	21
3.3.	GRACE 1 Schwerpunktberechnung und -kalibration über die Dauer der Mission Quelle: Dr. S. Bettadpur, GRACE Meeting Präsentation, Center for Space Research, University of Texas, Austin, 2014	22
3.4.	GRACE 2: Akkumulierte Roll-Thruster On-Times im Laufe der Mission Quelle: Dr. J. Herman, AOCS Aufzeichnungen. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt/German Space Operations Center, Oberpfaffenhofen, 2002-2014 . . .	23
3.5.	GRACE 1: Akkumulierte Roll-Thruster On-Times im Laufe der Mission Quelle: Dr. J. Herman, AOCS Aufzeichnungen. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt/German Space Operations Center, Oberpfaffenhofen, 2002-2014 . . .	24
4.1.	Berechnung der Treibstoffmasse auf GRACE 1 Tank 1	30
4.2.	Berechnung der Treibstoffmasse auf GRACE 1 Tank 2	31

4.3. Berechnung der Treibstoffmasse auf GRACE 2 Tank 1	33
4.4. Berechnung der Treibstoffmasse auf GRACE 2 Tank 2	34
4.5. Massenunterschied Δm zwischen Tank 1 und 2 auf GRACE 1	36
4.6. Massenunterschied Δm zwischen Tank 1 und 2 auf GRACE 2	37
4.7. Skizze des 5-Massen-Modells zur Berechnung des Schwerpunktes	39
4.8. Berechnung des GRACE 1 Schwerpunkts mit MTM-Verschiebungen	42
4.9. Berechnung des GRACE 2 Schwerpunkts mit MTM-Verschiebung	43
4.10. Differenz der Massenberechnung aus Thruster On-Times und Observation	45
4.11. Differenz der Massenberechnung aus Thruster-On-Times und Observation mit an- gepassten Massendurchsätzen	46
4.12. Verlauf der Temperatur-Messwerte von Tank 1 und 2 inkl. redundantem Sensor (2r) auf GRACE 1 (Tag 1/2013 bis Tag 353/2013	48
4.13. Verlauf der Temperatur-Messwerte von Tank 1 und 2 inkl. redundantem Sensor (2r) auf GRACE 2 (Tag 1/2013 bis Tag 353/2013)	49
4.14. Abhängigkeit der Tank 1-Temperatur von der Batterie GRACE 2	50
4.15. Linearer Sensor-Drift und resultierende Massenänderung	51
4.16. Differenz von +Roll und -Roll Thruster On-Times über Phase auf GRACE 1 Quelle: Dr. J. Herman, AOCS Aufzeichnungen. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt/German Space Operations Center, Oberpfaffenhofen, 2002-2014 . . .	53
4.17. Differenz von +Roll und -Roll Thruster On-Times über Phase auf GRACE 2 Quelle: Dr. J. Herman, AOCS Aufzeichnungen. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt/German Space Operations Center, Oberpfaffenhofen, 2002-2014 . . .	53
4.18. Sinus-Fit für GRACE 1 Cycle 2 ($\Phi < 0.5$)	56
4.19. Sinus-Fit für GRACE 1 Cycle 2 ($\Phi > 0.5$)	57
4.20. Sinus-Fit für GRACE 2 Cycle 2 ($\Phi < 0.5$)	59
4.21. Sinus-Fit für GRACE 2 Cycle 2 ($\Phi > 0.5$)	60
4.22. Differentielle Roll-Thruster-On-Times minus Sinus-Fit für SCA 2 auf GRACE 2, aufgeteilt nach SCA-Aktivität	62
4.23. Differenz von +Pitch- und -Pitch-On-Times über Phase auf GRACE 1 Quelle: Dr. J. Herman, AOCS Aufzeichnungen. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt/German Space Operations Center, Oberpfaffenhofen, 2002-2014 . . .	63
4.24. Differenz von +Pitch- und -Pitch-On-Times über Phase auf GRACE 2 Quelle: Dr. J. Herman, AOCS Aufzeichnungen. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt/German Space Operations Center, Oberpfaffenhofen, 2002-2014 . . .	64
4.25. Fit für GRACE 1 Cycle 2 ($\Phi < 0.5$)	65
4.26. Fit für GRACE 1 Cycle 2 ($\Phi > 0.5$)	66
4.27. Fit für GRACE 2 Cycle 2 ($\Phi < 0.5$)	68
4.28. Fit für GRACE 2 Cycle 2 ($\Phi > 0.5$)	69
5.1. Ursachen der beiden Teile von Δm	72

Tabellenverzeichnis

0.1. Übersicht über die verwendeten Formelzeichen und deren Bedeutung	7
2.1. Two-Line-Elemente GRACE 1 und 2 (Stand: 23.1.2015) Quelle: http://www.n2yo.com/satellite/?s=27391 Aufgerufen: 23.01.15	11
2.2. Übersicht der Bahnelemente	11
4.1. Physikalische Kennwerte von gasförmigem N_2	26
4.2. Kompressibilitätsfaktor Z als Funktion vom Druck P	26
4.3. Zusammenfassung der Input-Daten für die Schwerpunktberechnung	40
4.4. MTM-Verschiebungen für GRACE 1 und 2 über die gesamte Missionslaufzeit . .	41
4.5. Aufteilung von Δm in existenten und zusätzlichen Teil	44
4.6. Optimierte Massendurchsätze pro Branch	45
4.7. Koeffizient b und Standardabweichung σ von GRACE 1 für alle Cycles	58
4.8. Koeffizient b und Standardabweichung σ von GRACE 2 für alle Cycles	61
4.9. Gegenüberstellung des durchschnittlichen Koeffizienten b mit σ -Werten für beide Satelliten	61
4.10. Koeffizient a und Standardabweichung σ für GRACE 1 für alle Cycles	67
4.11. Koeffizient a und Standardabweichung σ für GRACE 2 für alle Cycles	70
4.12. Gegenüberstellung der gesamten durchschnittlichen Koeffizienten a für beide Sa- telliten	70

Literaturverzeichnis

- [Cen15a] ; Center of Space Research, University of Texas, Austin (Veranst.): *GRACE Launch*. <http://www.csr.utexas.edu/grace/mission/mdetail.html>. Version: 23.01.15
- [Cen15b] ; Center of Space Research, University of Texas, Austin (Veranst.): *GRACE Launch and Early Orbit Phase*. <http://www.csr.utexas.edu/grace/launch/rokot/grace.html>. Version: 23.01.15
- [Cen15c] ; Center of Space Research, University of Texas, Austin (Veranst.): *GRACE Launch Vehicle*. <http://www.csr.utexas.edu/grace/launch/rokot/>. Version: 23.01.15
- [Cen15d] ; Center of Space Research, University of Texas, Austin (Veranst.): *GRACE Science*. <http://www.csr.utexas.edu/grace/science/technical/>. Version: 23.01.15
- [DB14] DR. BETTADPUR, Srinivas: *GRACE Meeting Präsentation*. Center for Space Research, University of Texas, Austin, 2014
- [DH14] DR. HERMAN, Jacobus: *AOCS Aufzeichnungen*. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt/German Space Operations Center, Oberpfaffenhofen, 2002-2014
- [FS99] FEHRENBACH, M. ; SCHELKLE, M.: *GRACE Design and Interface Document AOCS*. Daimler Chrysler Aerospace, Dornier Satellitensysteme GmbH, 1999
- [GHS08] GROSS, D. ; HAUGER, W. ; SCHNELL, W.: *Technische Mechanik 1 Statik*. Springer, 2008
- [HPCB03] HERMAN, J. ; PRESTI, D. ; CODAZZI, A. ; BELLE, C.: *Attitude Control for GRACE - The first low flying satellite formation*. DLR-GSOC, EADS Astrium, JPL, 2003
- [Kin14] KINZLER, Markus: *Private Kommunikation*. Airbus Defence and Space, 2014
- [KK11] KRETZSCHMAR, Hans-Joachim ; KRAFT, Ingo: *Kleine Formelsammlung Technische Thermodynamik. 4. Auflage*. Carl Hanser Verlag, 2011
- [Kru14] KRUIZINGA, Gerhard: *Private Kommunikation*. Jet Propulsion Laboratory, 2014
- [MFP01] MANK, H. ; FEHRENBACH, M. ; PETRUSCHKE, U.: *GRACE Design and Interface Description Satellite Power and Avionics*. Astrium GmbH, 2001
- [n2y15] N2YO: *Two-Line-Element*. <http://www.n2yo.com/satellite/?s=27391>. Version: 23.01.15
- [Pap09] PAPULA, Lothar: *Mathematische Formelsammlung für Ingenieure und Naturwissenschaftler, 10. Auflage*. Vieweg+Teubner, 2009
- [SHP12] SCHNEIDER, Wilhelm ; HAAS, Stefan ; PONWEISER, Karl: *Repetitorium Thermodynamik*. Oldenbourg, 2012
- [Wac14] WACKER, Heinz: *Persönliche Aufzeichnungen*. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt/German Space Operations Center, Oberpfaffenhofen, 2014

A. Thruster-Daten

 <p>DaimlerChrysler Aerospace Dornier Dornier Satellitensysteme GmbH</p>	<p>GRACE Design & Interface Document AOCS</p>	<p>Doc: GR-DSS-DID-0004 Issue: Issue 1 Date: 20-Jul-1999 Page: 51 of 61</p>
---	--	---

Characteristics	AC-Thruster	OC-Thruster
Nominal feed pressure range	1.5 ± 0.2 bar	1.5 ± 0.2 bar
Maximum feed pressure in case of failure (MEOP)	6.0 bar	6.0 bar
Proof pressure / safety factor	20 bar / 3.3	20 bar / 3.3
Burst pressure / safety factor	35 bar / 5.8	35 bar / 5.8
Nominal steady-state vacuum thrust @ 1.5 bar and 20°C	10 mN ± 5 %	40 mN ± 5 %
Minimum steady-state vacuum thrust @ 1.3 bar and 20°C	7.6 mN	
Maximum steady-state vacuum thrust @ 1.3 bar and 20°C	12.6 mN	
Throat diameter	0.00975 ± 0.00025 inch	0.0190 ± 0.0004 inch
Exit diameter	0.138 ± 0.001 inch	0.138 ± 0.001 inch
Nominal range of mass flow rate	1.238e-5 – 1.368e-5 kg/s (TBC)	4.796e-5 – 5.313e-5 kg/s (TBC)
Minimum specific impulse	60 sec	60 sec
On-time range	30 msec – 10 sec	30 msec – 10 h
Impulse bit repeatability	4e-5 Ns	
Thrust opening/closing response	< 7.5 msec	< 7.5 msec
External leakage @ 2.5 bar	< 1e-5 scc/s GHe	< 1e-5 scc/s GHe
Internal leakage @ 2.5 bar	< 1 scc/h GN2	< 1 scc/h GN2
Operating temperature range	-50 / +60 °C	-50 / +60°C
Weight	0.04 kg	0.04 kg
Minimum number of life cycles	1 000 000	1 000 000

B. Analyse der Thruster On-Times

B.1. Matlab-Code

```
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
LSQFit für Roll Differential mit Sinus-Funktion Gr2 SCA 1
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

clear; clc;

phase = []; cycle = [];

% Einlesen der Excel Daten

filename = 'C:\Users\Lexf\Desktop\Diplomarbeit\Gr2\GRACE2_THRONTIME_
meineKopie_3.xlsx';
phase(:,1) = xlsread(filename, 'HG170:HG330');
phase(:,2) = xlsread(filename, 'HG492:HG652');
phase(:,3) = xlsread(filename, 'HG813:HG973');
phase(:,4) = xlsread(filename, 'HG1135:HG1295');
phase(:,5) = xlsread(filename, 'HG1618:HG1778');
phase(:,6) = xlsread(filename, 'HG1939:HG2099');
phase(:,7) = xlsread(filename, 'HG2261:HG2421');
phase(:,8) = xlsread(filename, 'HG2582:HG2742');
phase(:,9) = xlsread(filename, 'HG2904:HG3064');
phase(:,10) = xlsread(filename, 'HG3226:HG3386');
phase(:,11) = xlsread(filename, 'HG3547:HG3707');
phase(:,12) = xlsread(filename, 'HG3869:HG4029');
phase(:,13) = xlsread(filename, 'HG4191:HG4351');

cycle(:,1) = xlsread(filename, 'BV170:BV330');
cycle(:,2) = xlsread(filename, 'BV492:BV652');
cycle(:,3) = xlsread(filename, 'BV813:BV973');
cycle(:,4) = xlsread(filename, 'BV1135:BV1295');
cycle(:,5) = xlsread(filename, 'BV1618:BV1778');
cycle(:,6) = xlsread(filename, 'BV1939:BV2099');
cycle(:,7) = xlsread(filename, 'BV2261:BV2421');
cycle(:,8) = xlsread(filename, 'BV2582:BV2742');
cycle(:,9) = xlsread(filename, 'BV2904:BV3064');
cycle(:,10) = xlsread(filename, 'BV3226:BV3386');
cycle(:,11) = xlsread(filename, 'BV3547:BV3707');
cycle(:,12) = xlsread(filename, 'BV3869:BV4029');
cycle(:,13) = xlsread(filename, 'BV4191:BV4351');

% globale Schleife

speicher_b = [];
```

```

speicher_sigma = [];
grenzwert = 120;

for i = 1:1:13
    speicher=[];
    residual=[];

    for j = 1:1:length(phase)

        if cycle(j,i)<grenzwert && cycle(j,i)>(-grenzwert)

            % Definition der Ausgleichsfunktion

            phase_lauf=phase(j,i);
            cycle_lauf=cycle(j,i);
            syms b;
            f = @(b,phase_lauf,cycle_lauf)
                (cycle_lauf-(b*sin(2*pi*phase_lauf))).^2;

            % Bildung der Abweichungsquadrate

            y = f(b,phase_lauf,cycle_lauf);
            speicher=[speicher
            y];
            end
        end

        % Summe über die Abweichungsquadrate

        s = sum(speicher);

        % Differentiation

        sb = diff(s,b) == 0;

        % Lösung für b

        [b] = solve(sb);
        b = double(b)
        speicher_b=[speicher_b
        b];

        % Berechnung der Residuen

        for j = 1:1:length(phase)

            if cycle(j,i)<grenzwert && cycle(j,i)>(-grenzwert)
                sinus = b*sin(2*pi*phase(j,i));
                r = cycle(j,i)-sinus;
                residual = [residual
                    phase(j,i) r sinus];
            end
        end
    end
end

```

```

        end
    end

% Plot von SCA Daten und Fit

figure(i)
subplot(2,2,1)
hold on
    for k=1:1:length(phase(:,i))
        if cycle(k,i)<grenzwert && cycle(j,i)>(-grenzwert)
            scatter(phase(k,i),cycle(k,i),'bx')
        end
        plot(residual(:,1),residual(:,3),'r')
    end
legend('Cycle','LSQ Fit')
axis([0.5,1,-80,80])
title('Roll Differential over Phase with LSQ Fit')
xlabel('Phase')
ylabel('Roll Differential')
grid on
hold off

% Standardabweichung Sigma

subplot(2,2,2)
sigma = sqrt((sum(residual(:,2).^2))/(161*160));
speicher_sigma = [speicher_sigma
                  sigma];

plot(phase(:,i),sigma,'m')
axis([0,1,0,30])
title('Sigma')
xlabel('Phase')
grid on
legend('Sigma')
n_cycle = 1:1:13;

subplot(2,2,3)
hold on
stem(residual(:,1),residual(:,2))
axis([0.5,1,-100,100])
title('Residuals of Roll Diff LSQ Fit')
xlabel('Phase')
ylabel('Residuals')
grid on
legend('Residuals')
hold off

subplot(2,2,4)
hold on
plot(phase(:,i),b,'m')
title('Coefficient b')

```

```

        xlabel('Phase')
        ylabel('b')
        legend('Coeff. b')
        grid on
        hold off

end

figure(15)
hold on
title('Gr2 SCA1 Coefficient b in  $y = b * \sin(2\pi*x)$ ')
scatter(n_cycle,speicher_b,'b')
xlabel('No. Cycle')
legend('b')
grid on
hold off

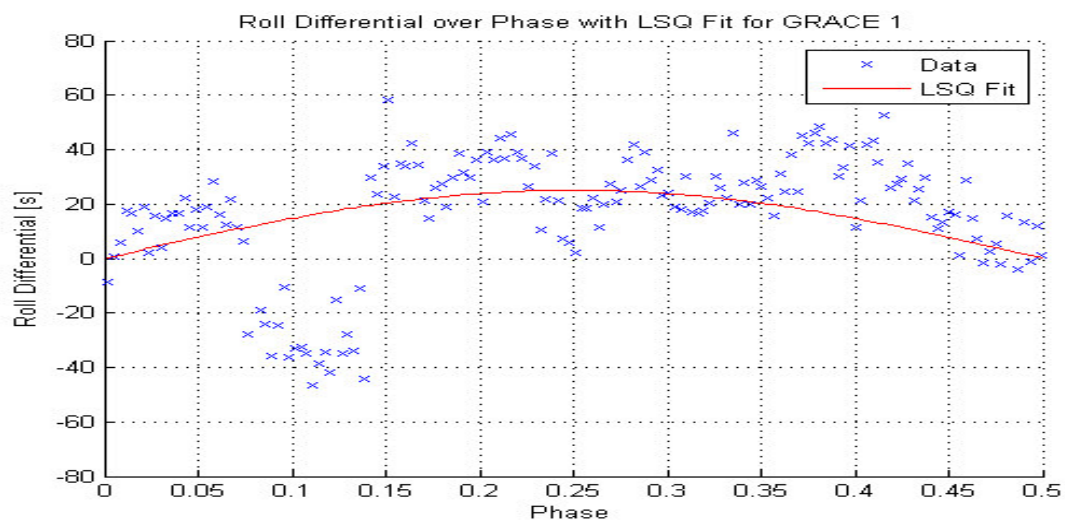
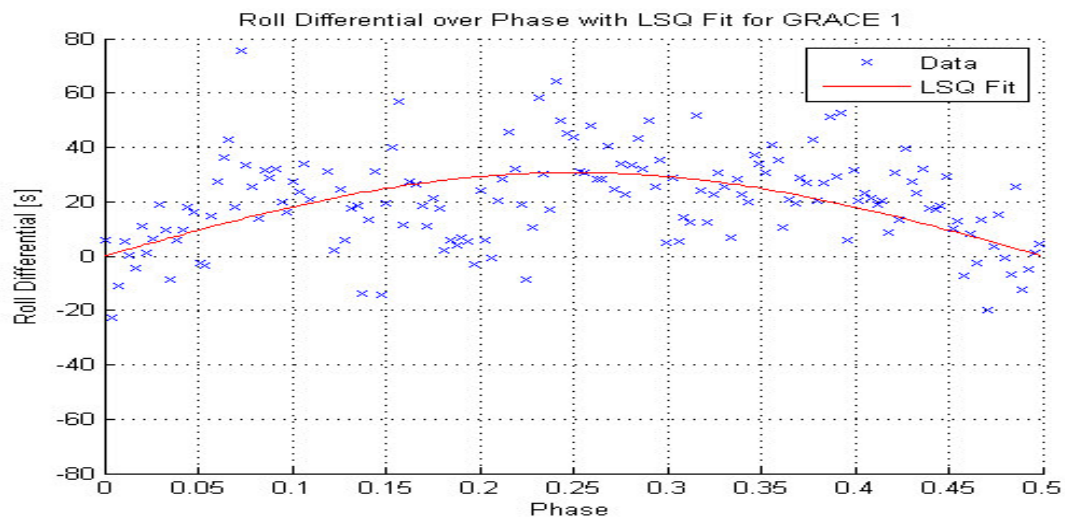
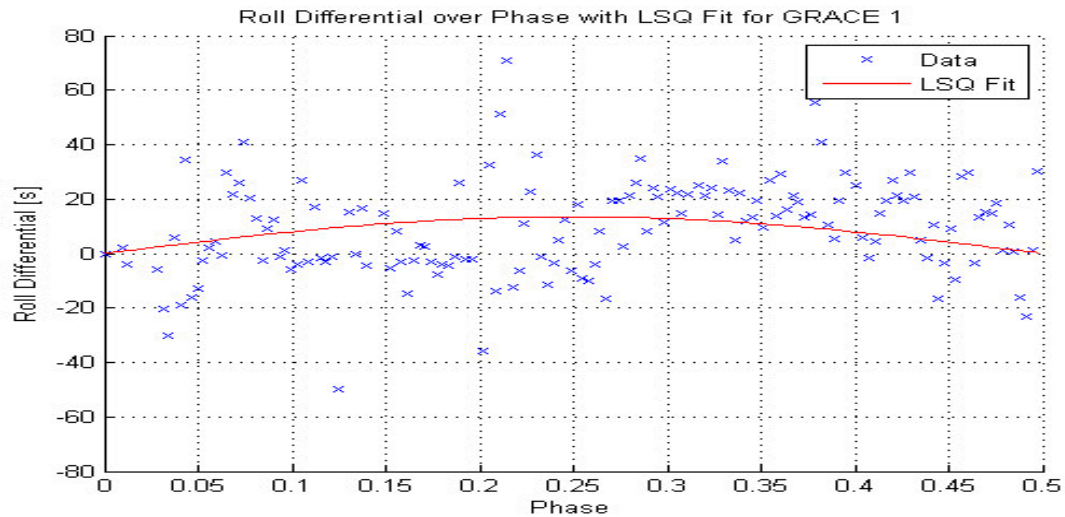
figure(16)
scatter(n_cycle,speicher_sigma,'b')
title('Sigma for #Cycle and LSQ Fit')
xlabel('No. Cycle')
legend('Sigma')
grid on

```

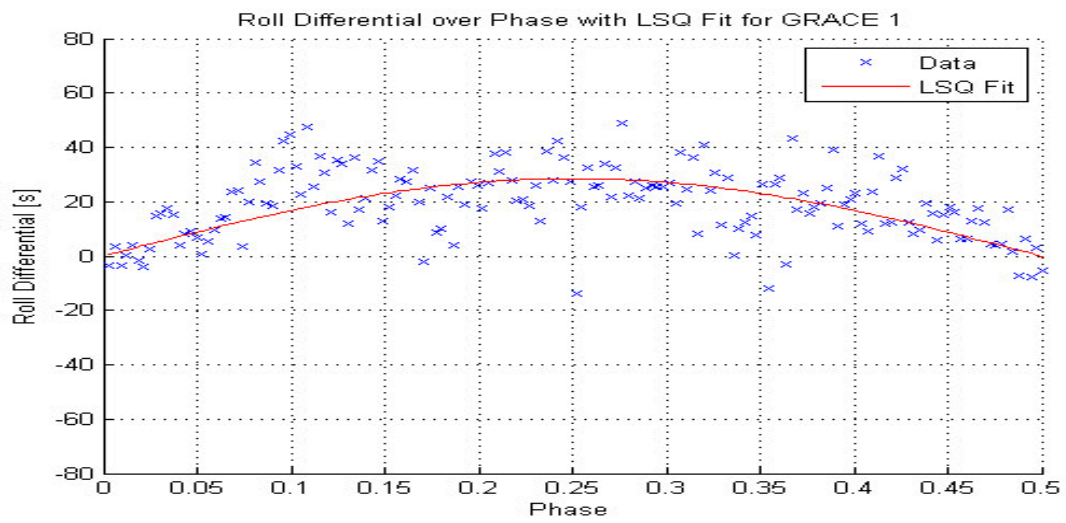
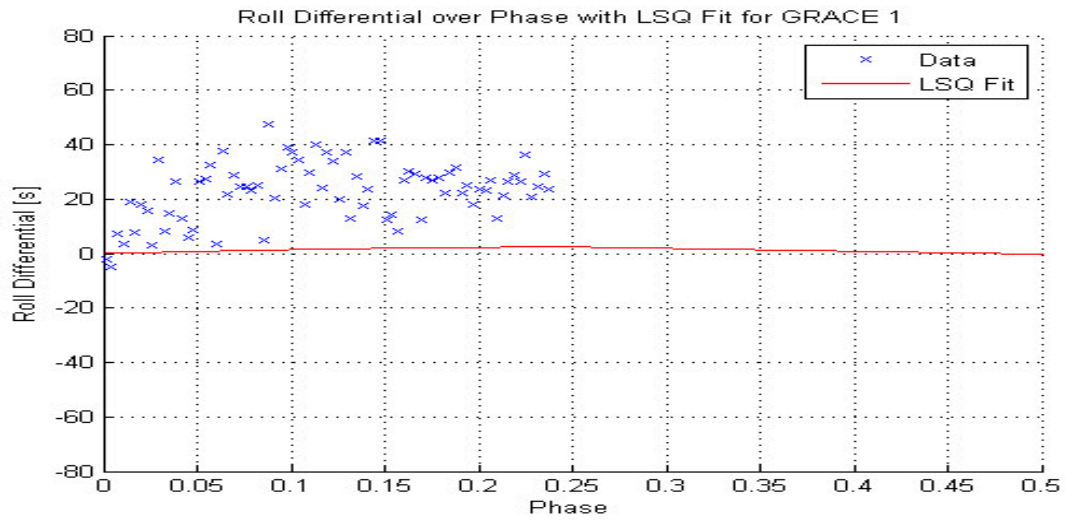
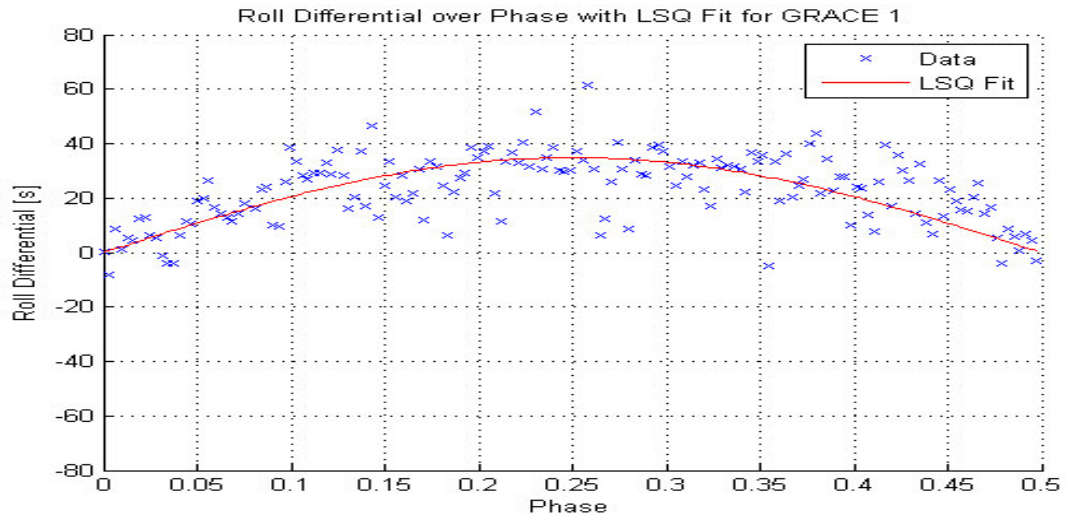
B.2. Plots für GRACE 1 Roll-Achse

B.2.1. SCA 1

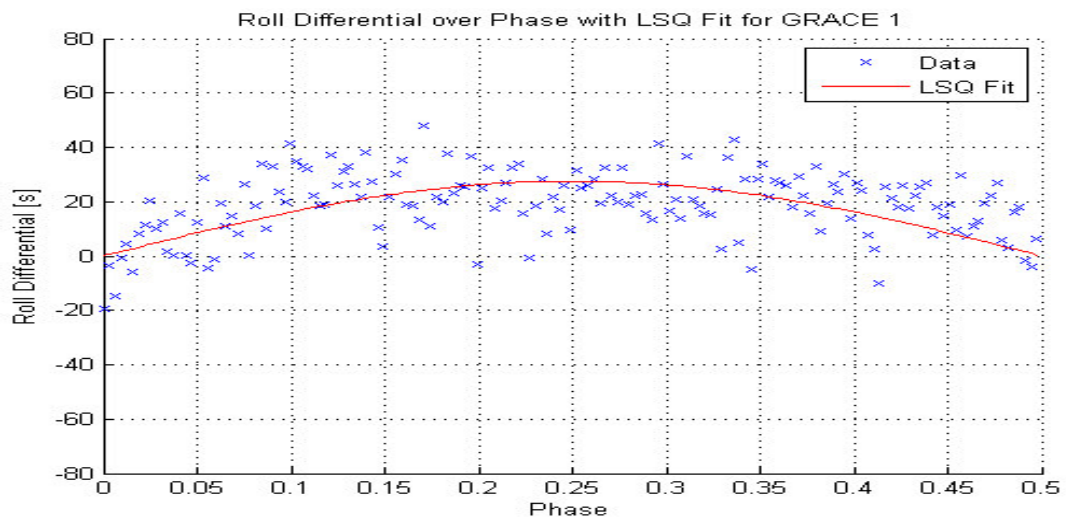
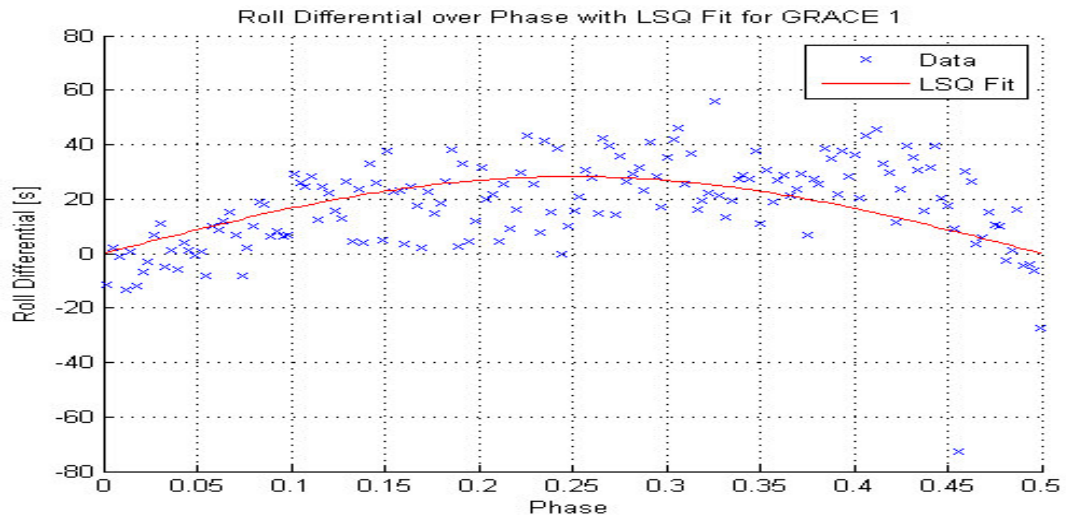
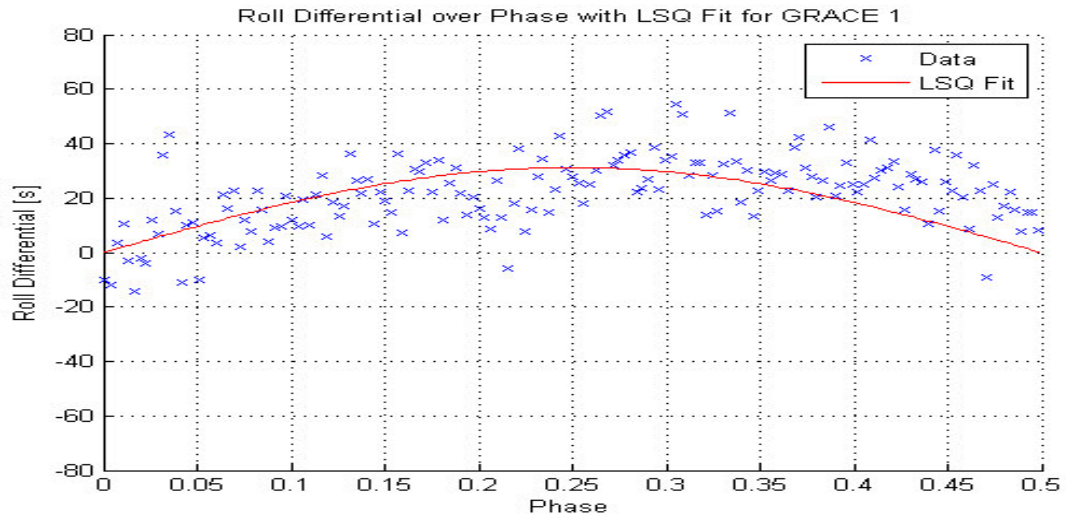
Cycle 1, 2 und 3 (von oben nach unten)



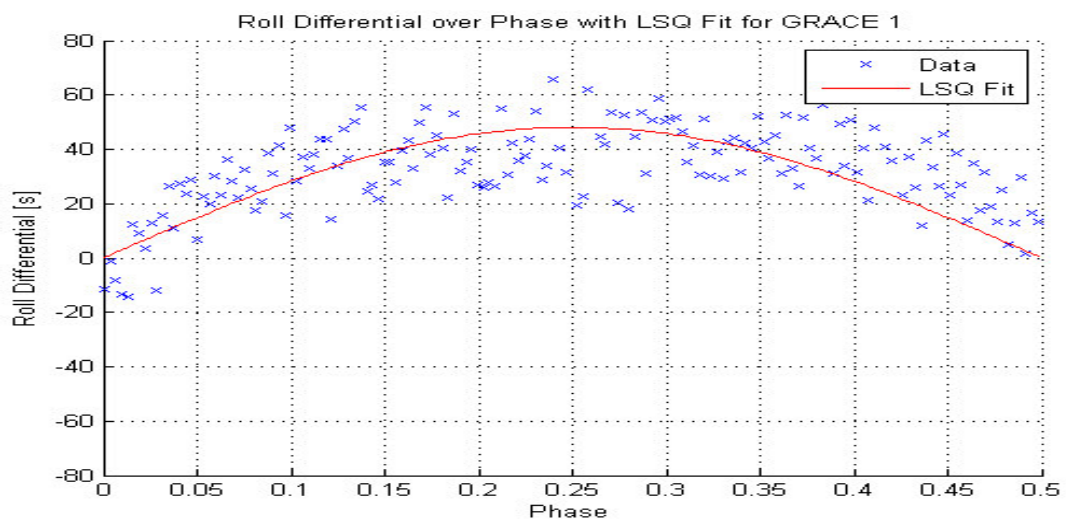
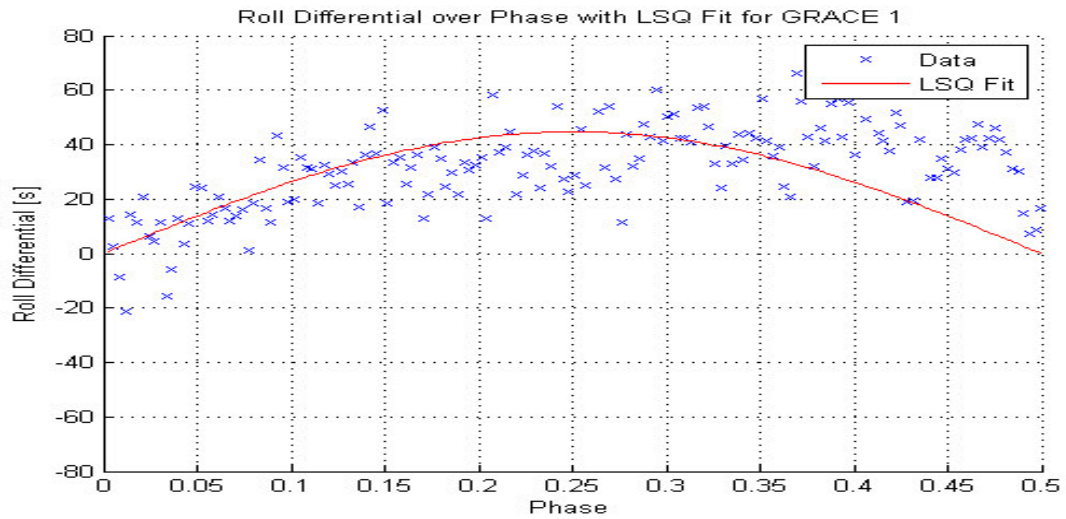
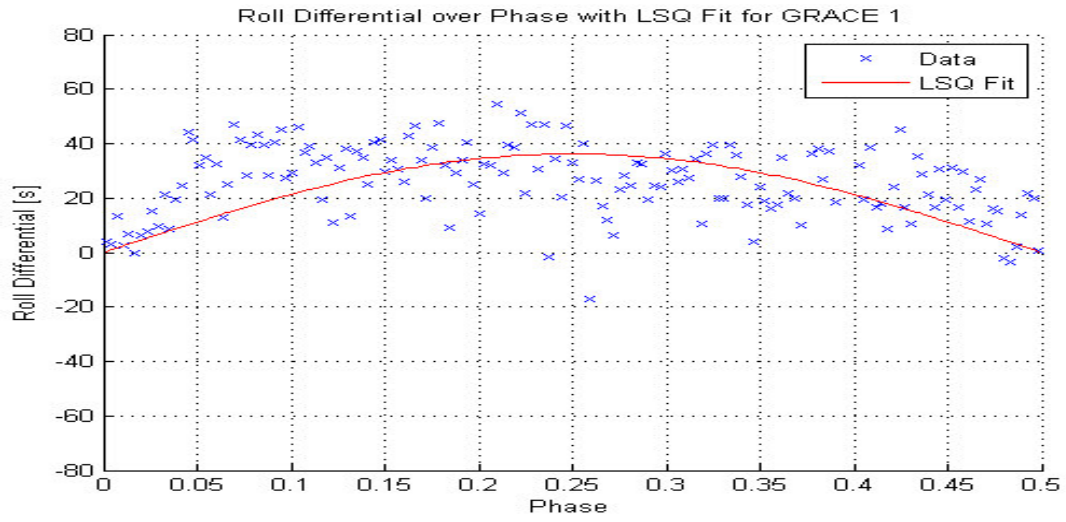
Cycle 4, 6 und 7 (von oben nach unten), ab Cycle 6 bis 14 gilt $p < 0.5 \triangleq p > 0.5$ im Diagramm und umgekehrt bedingt durch Swap



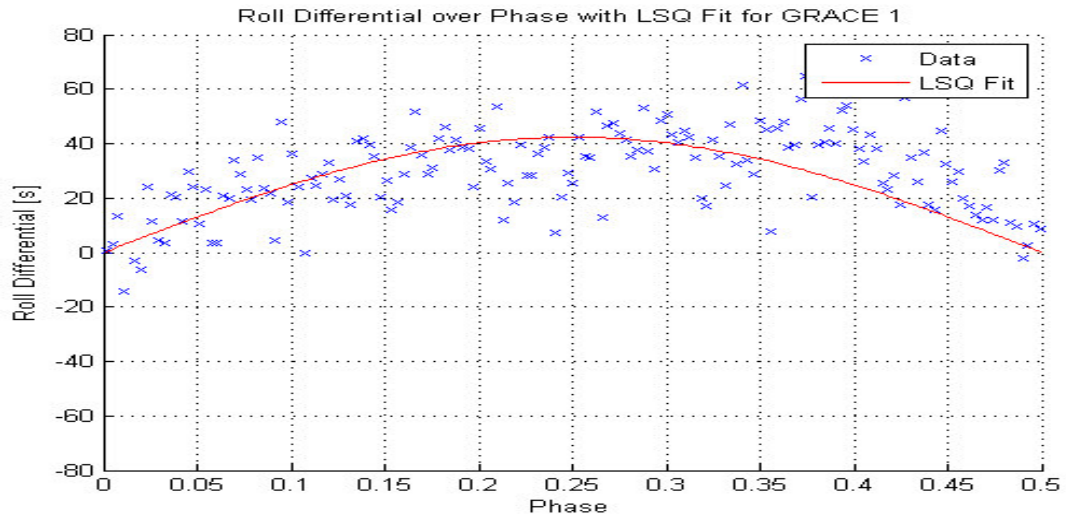
Cycle 8, 9 und 10 (von oben nach unten), ab Cycle 6 bis 14 gilt $p < 0.5 \triangleq p > 0.5$ im Diagramm und umgekehrt bedingt durch Swap



Cycle 11, 12 und 13 (von oben nach unten), ab Cycle 6 bis 14 gilt $p < 0.5 \triangleq p > 0.5$ im Diagramm und umgekehrt bedingt durch Swap

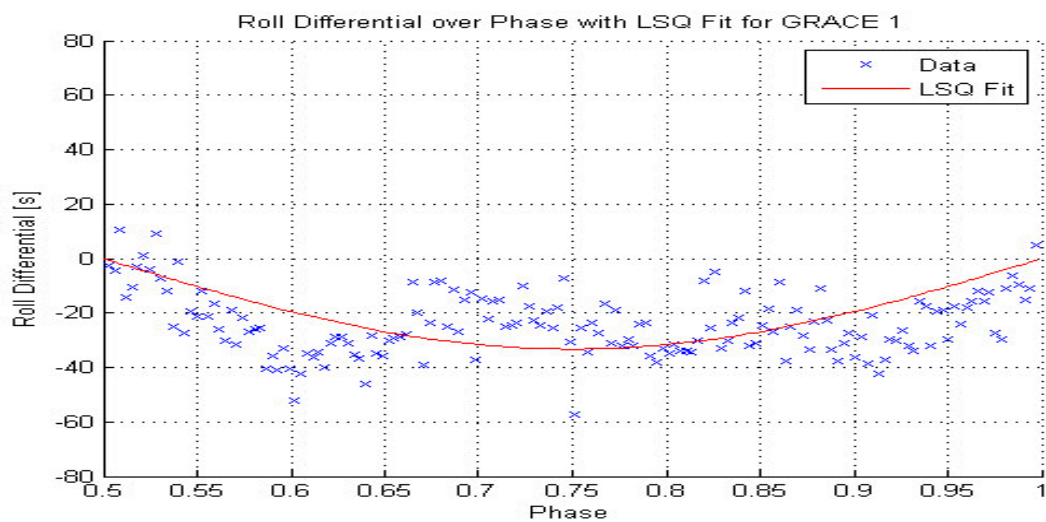
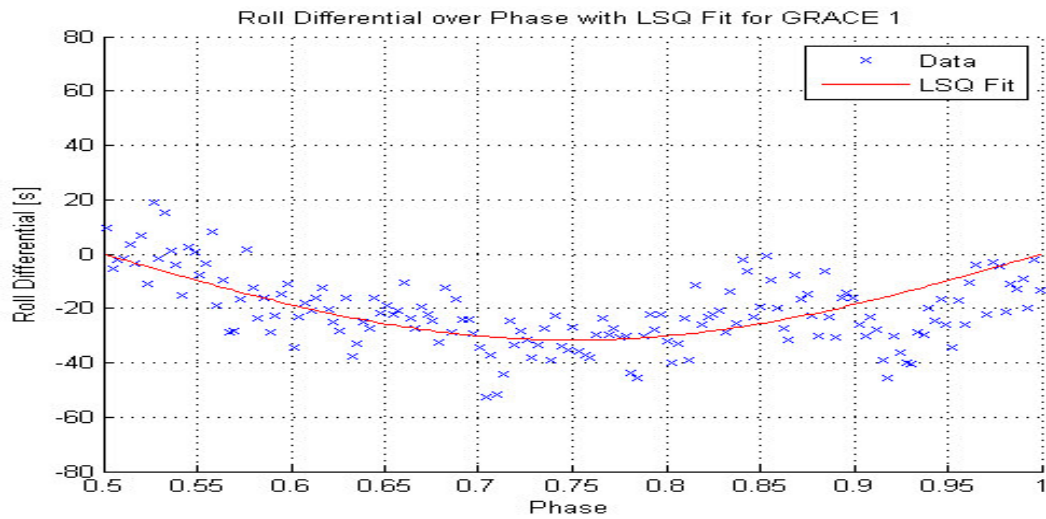
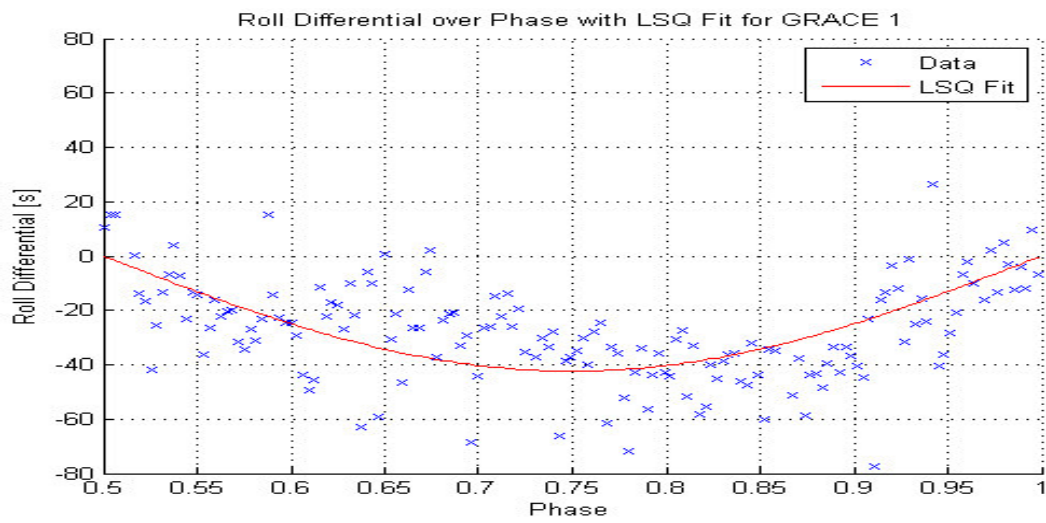


Cycle 14, ab Cycle 6 bis 14 gilt $p < 0.5 \triangleq p > 0.5$ im Diagramm und umgekehrt bedingt durch Swap

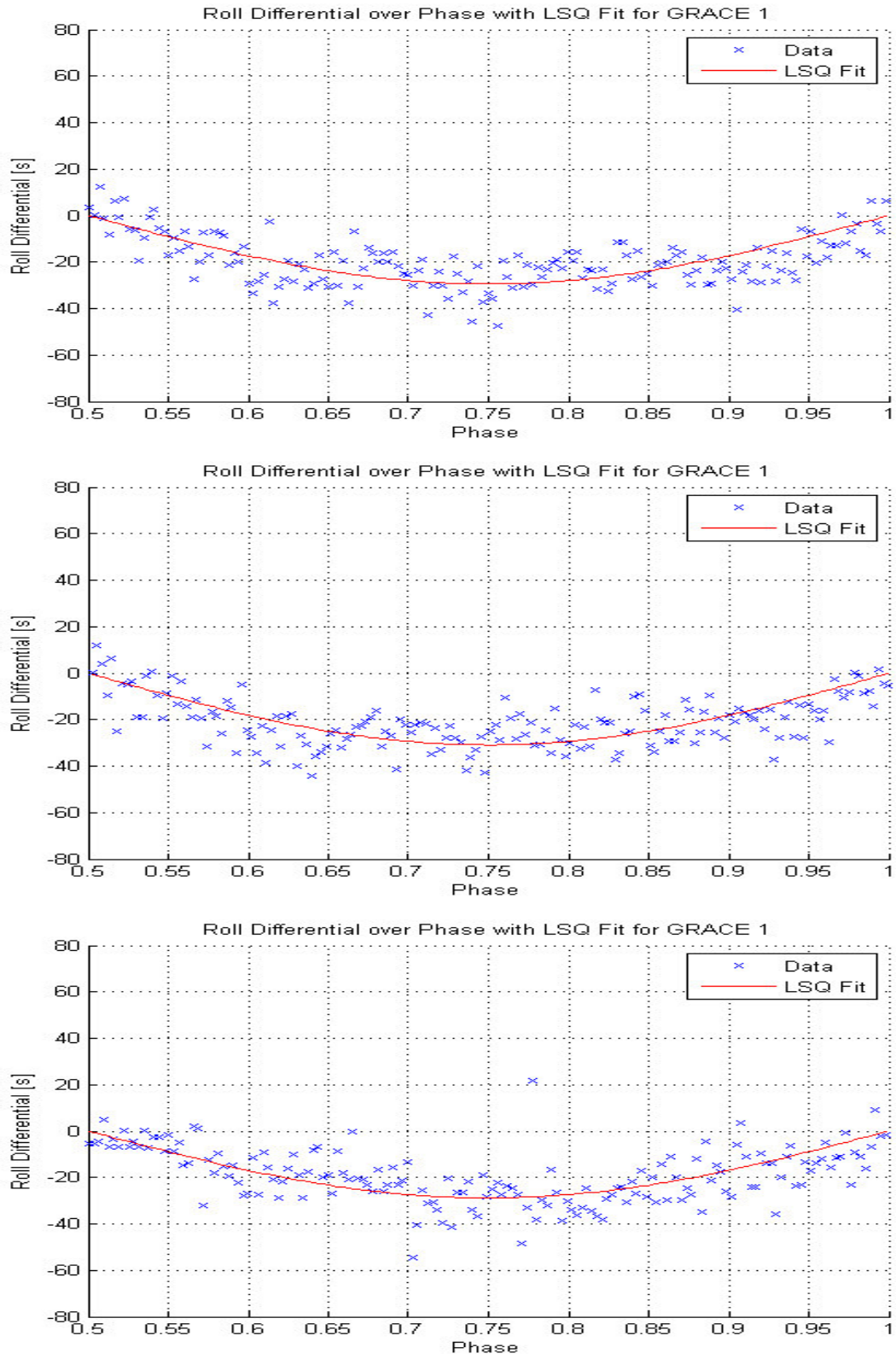


B.2.2. SCA 2

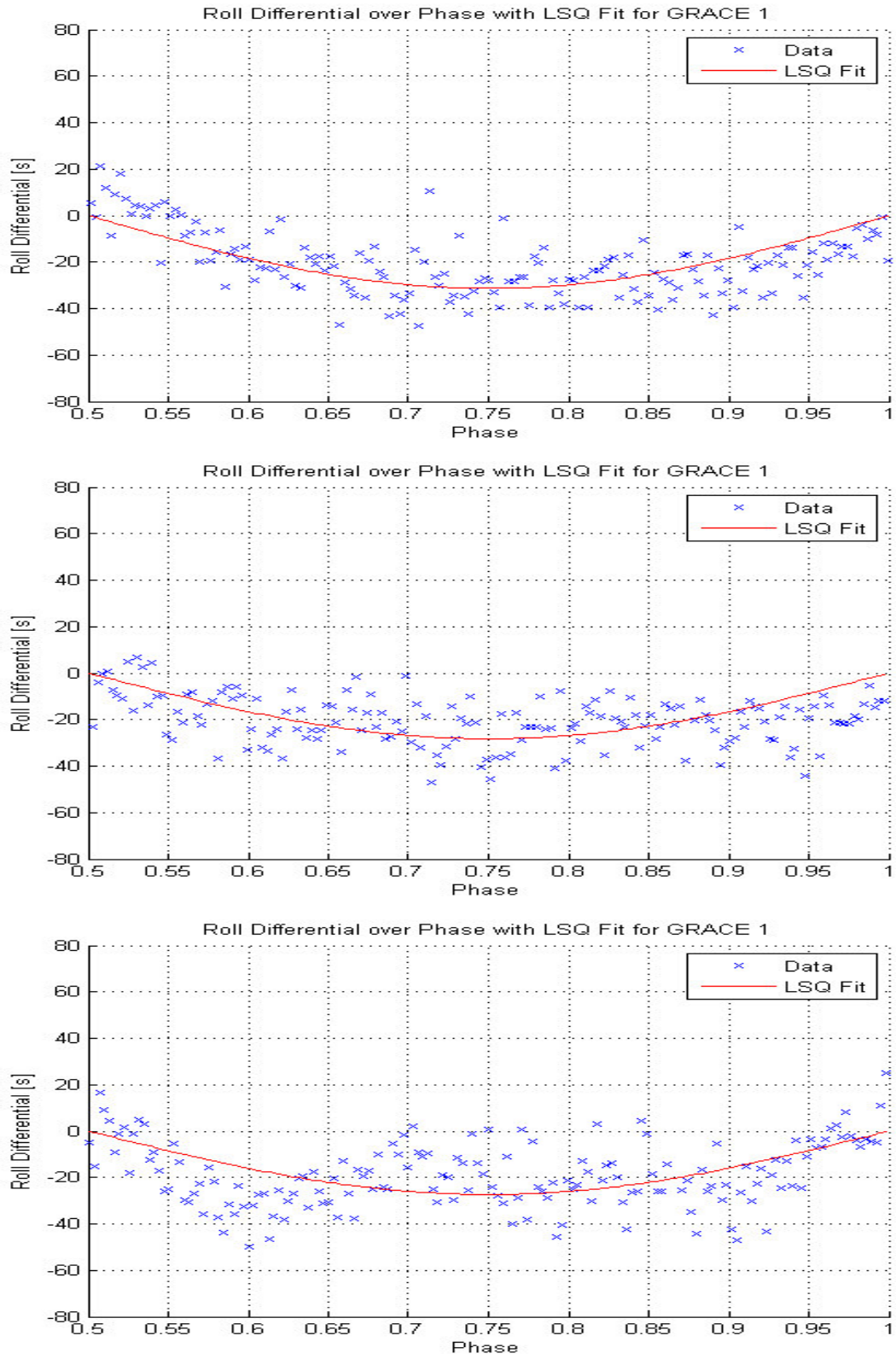
Cycle 1, 2 und 3 (von oben nach unten)



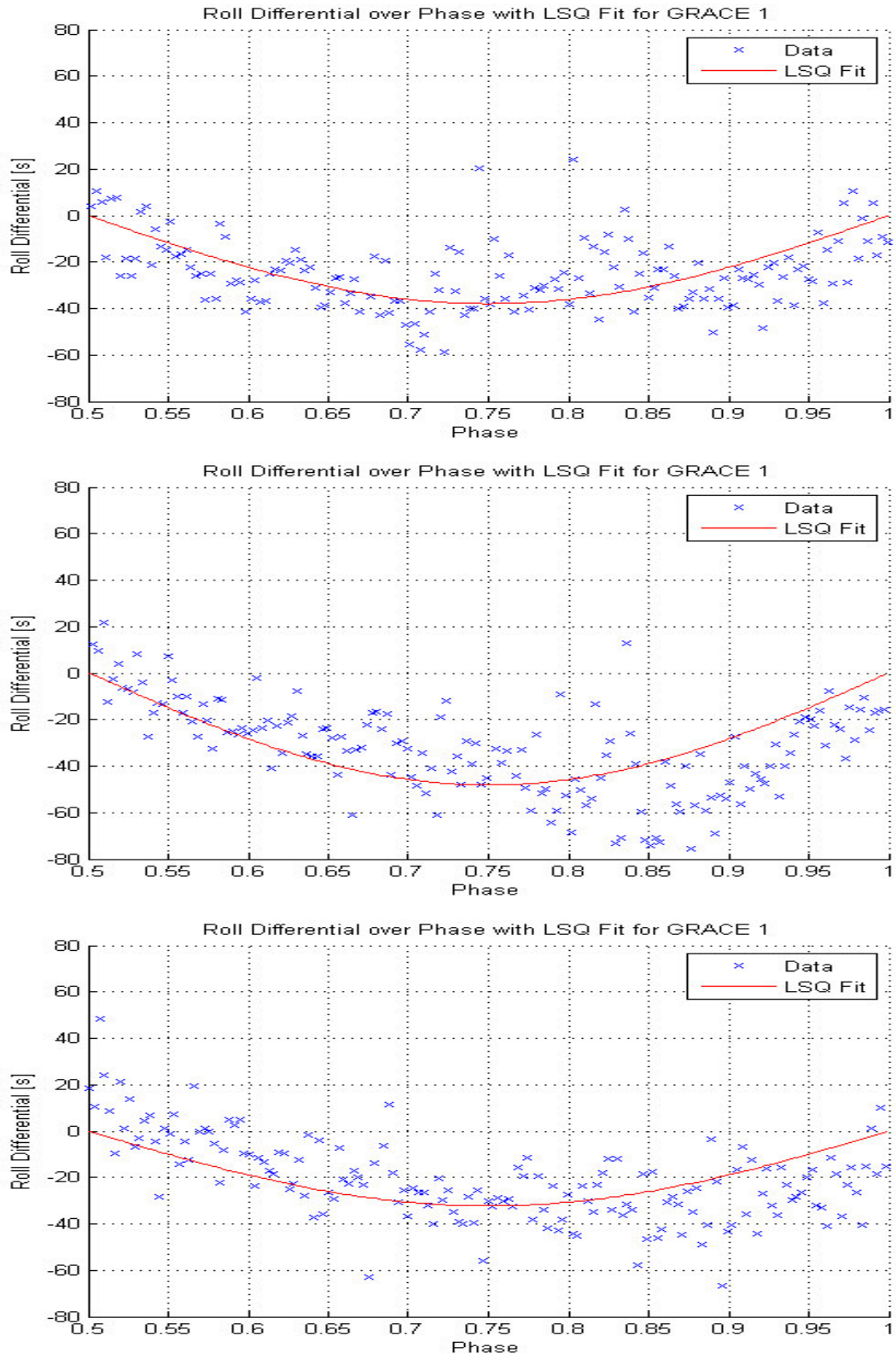
Cycle 4, 6 und 7 (von oben nach unten), ab Cycle 6 bis 14 gilt $p < 0.5 \triangleq p > 0.5$ im Diagramm und umgekehrt bedingt durch Swap



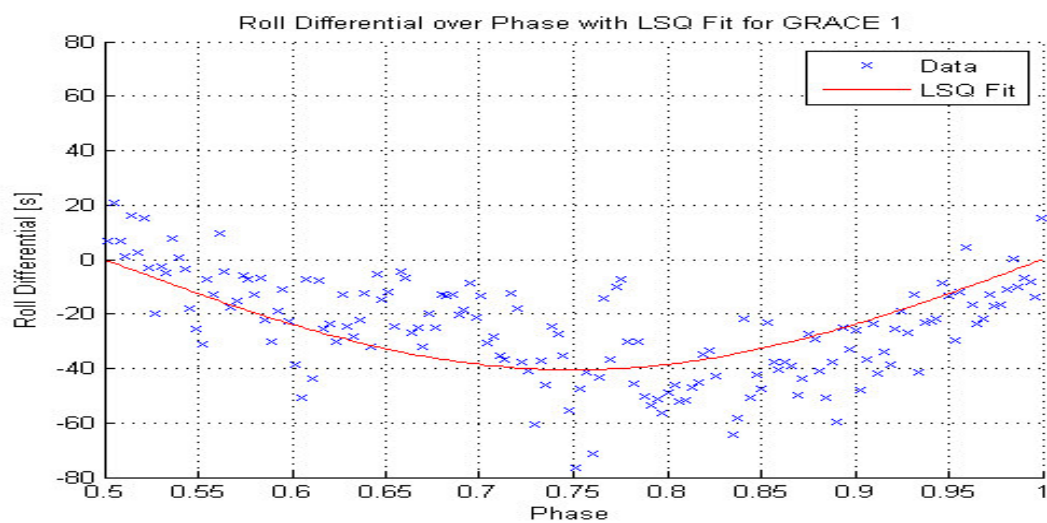
Cycle 8, 9 und 10 (von oben nach unten), ab Cycle 6 bis 14 gilt $p < 0.5 \triangleq p > 0.5$ im Diagramm und umgekehrt bedingt durch Swap



Cycle 11, 12 und 13 (von oben nach unten), ab Cycle 6 bis 14 gilt $p < 0.5 \triangleq p > 0.5$ im Diagramm und umgekehrt bedingt durch Swap



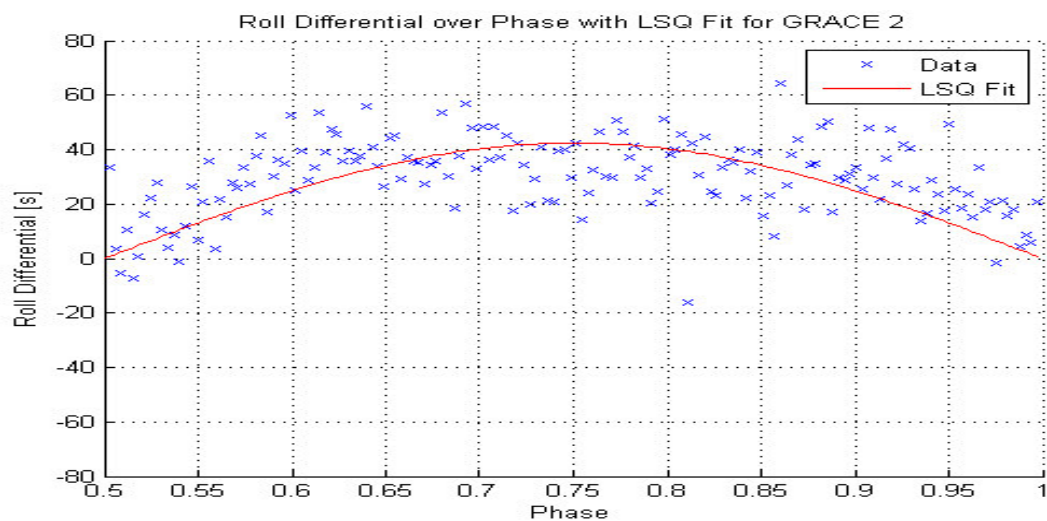
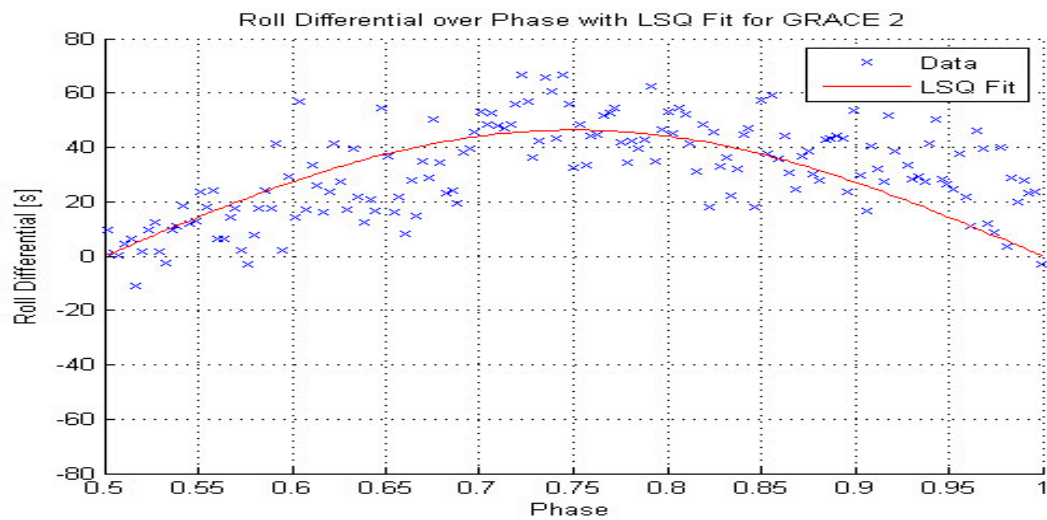
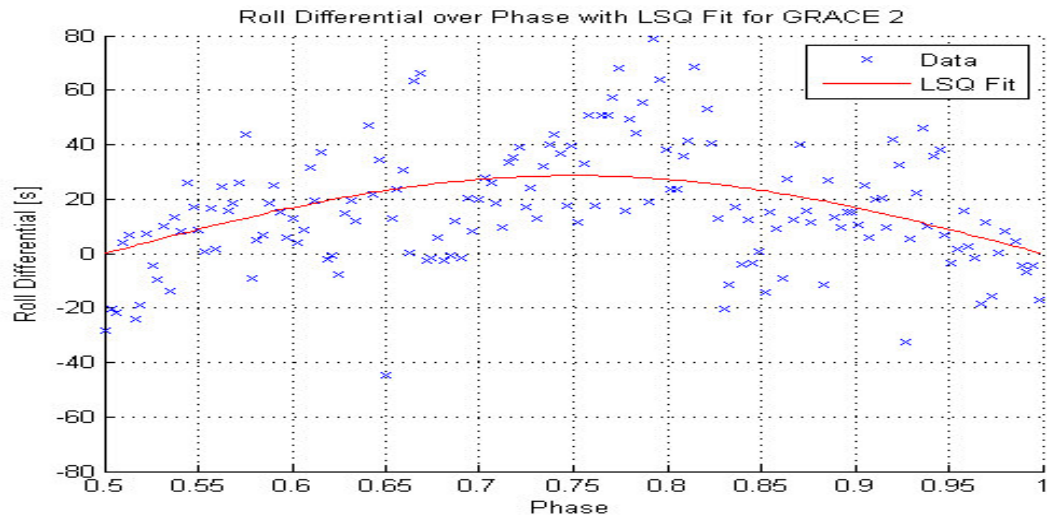
Cycle 14, ab Cycle 6 bis 14 gilt $p < 0.5 \triangleq p > 0.5$ im Diagramm und umgekehrt bedingt durch Swap



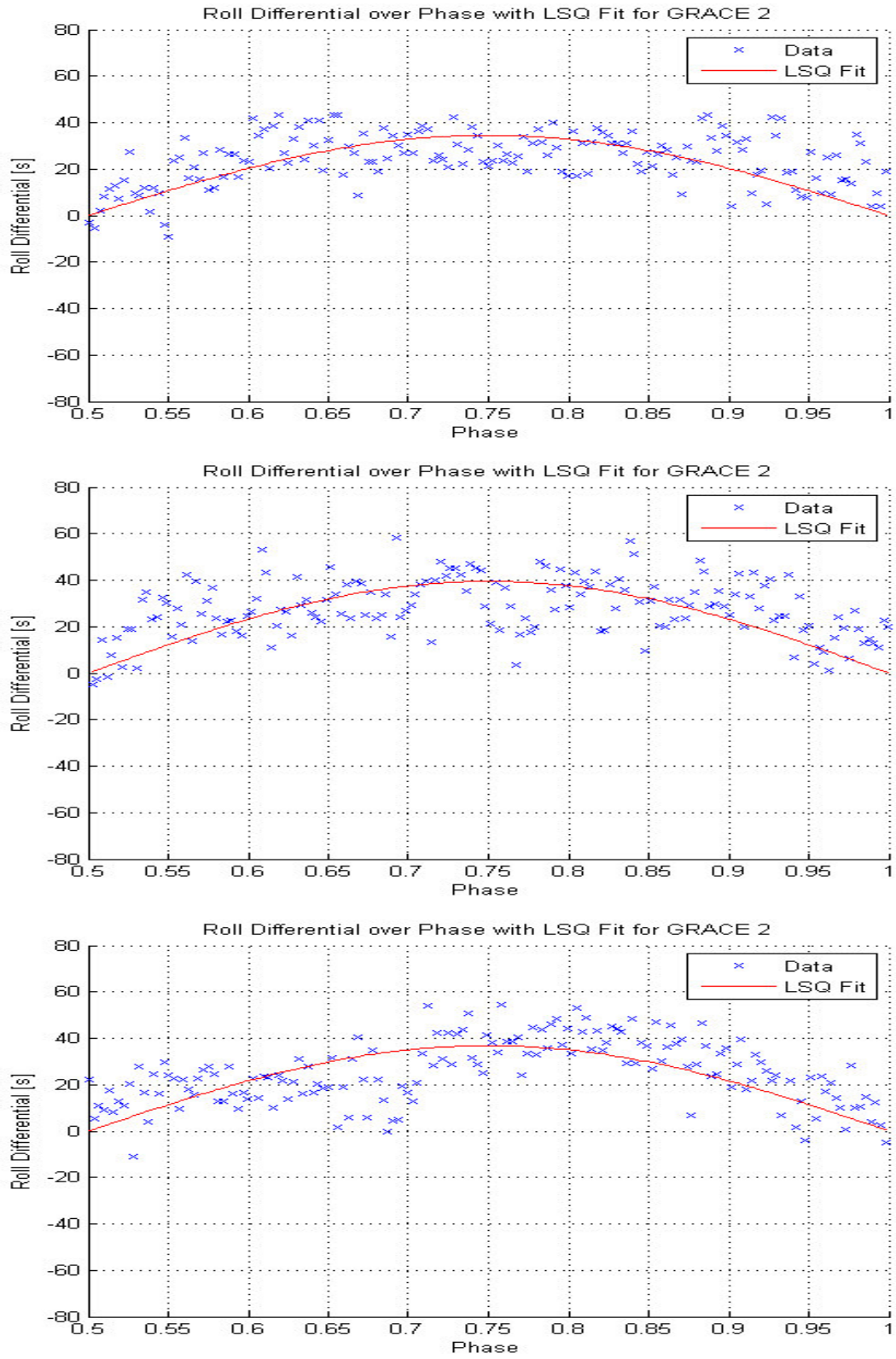
B.3. Plots für GRACE 2 Roll-Achse

B.3.1. SCA 1

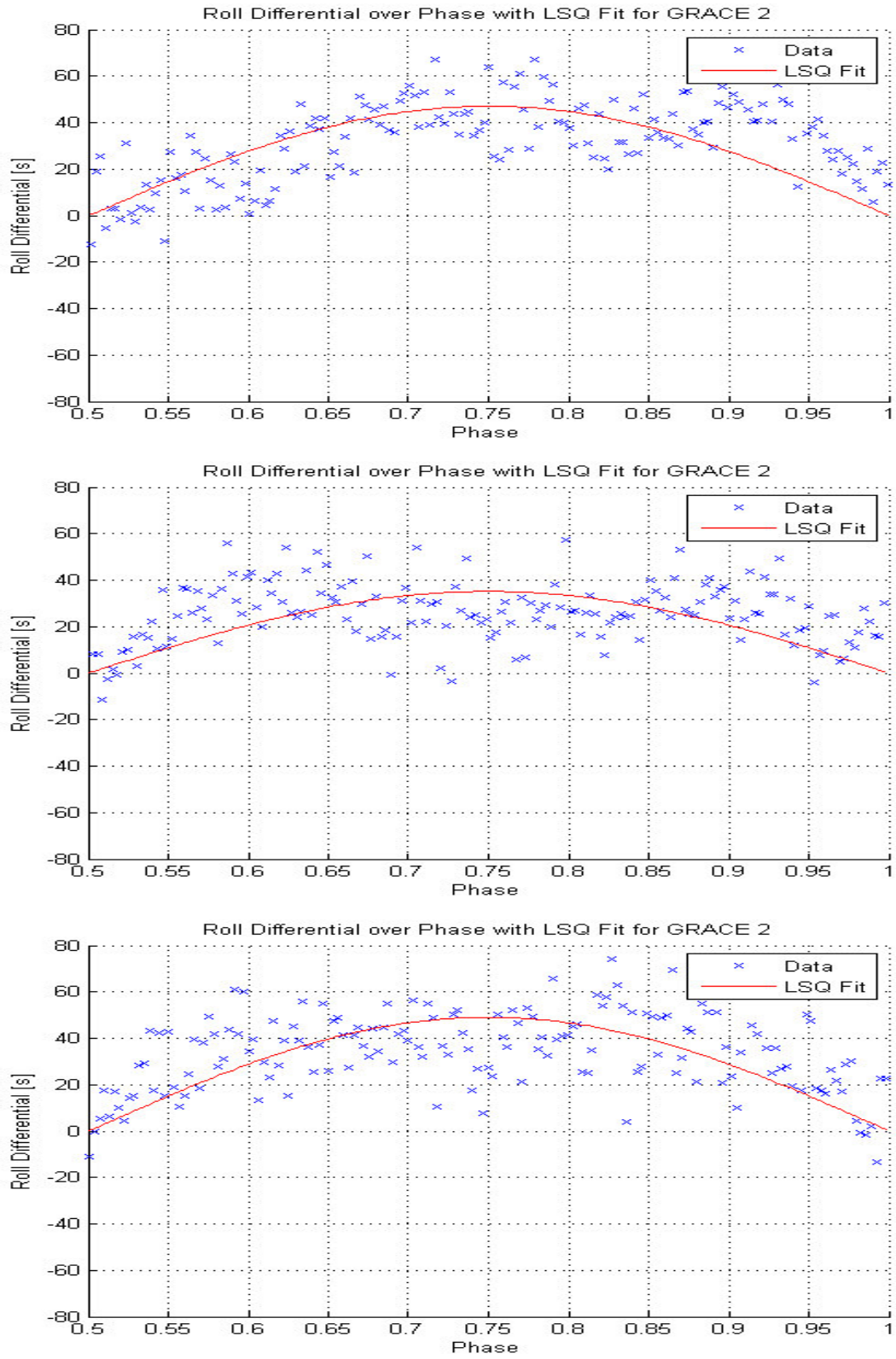
Cycle 1, 2 und 3 (von oben nach unten)



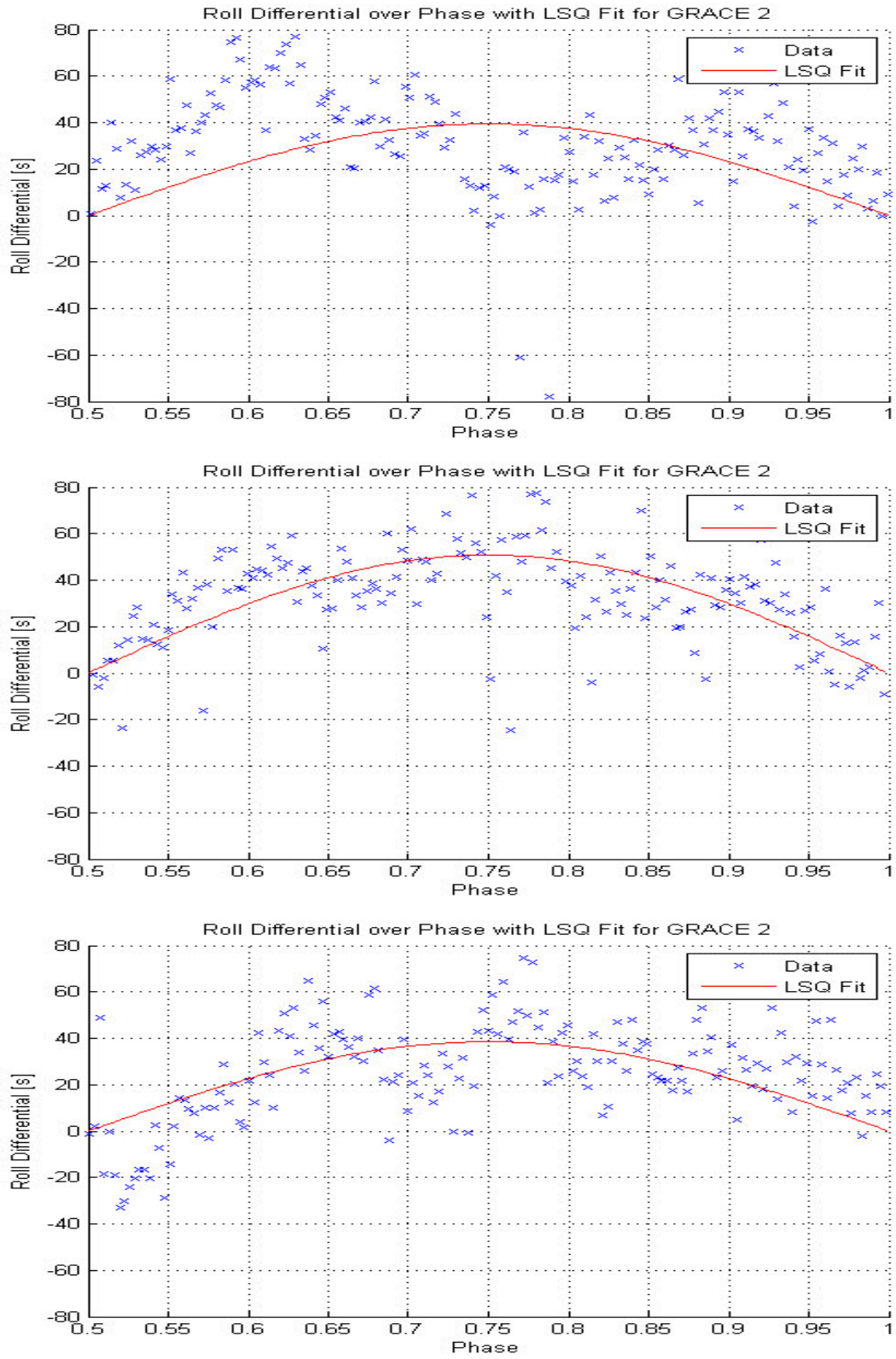
Cycle 4, 6 und 7 (von oben nach unten), ab Cycle 6 bis 14 gilt $p < 0.5 \triangleq p > 0.5$ im Diagramm und umgekehrt bedingt durch Swap



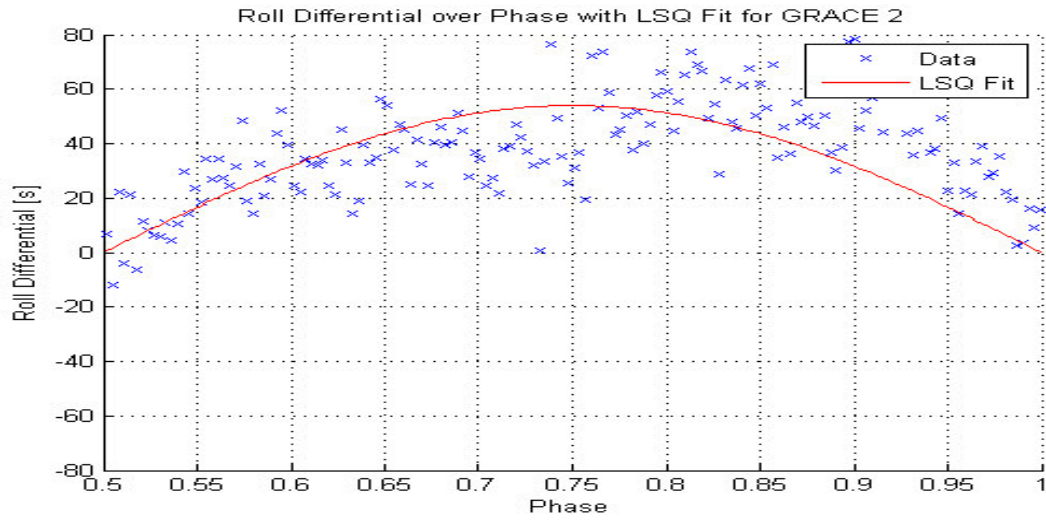
Cycle 8, 9 und 10 (von oben nach unten), ab Cycle 6 bis 14 gilt $p < 0.5 \triangleq p > 0.5$ im Diagramm und umgekehrt bedingt durch Swap



Cycle 11, 12 und 13 (von oben nach unten), ab Cycle 6 bis 14 gilt $p < 0.5 \triangleq p > 0.5$ im Diagramm und umgekehrt bedingt durch Swap

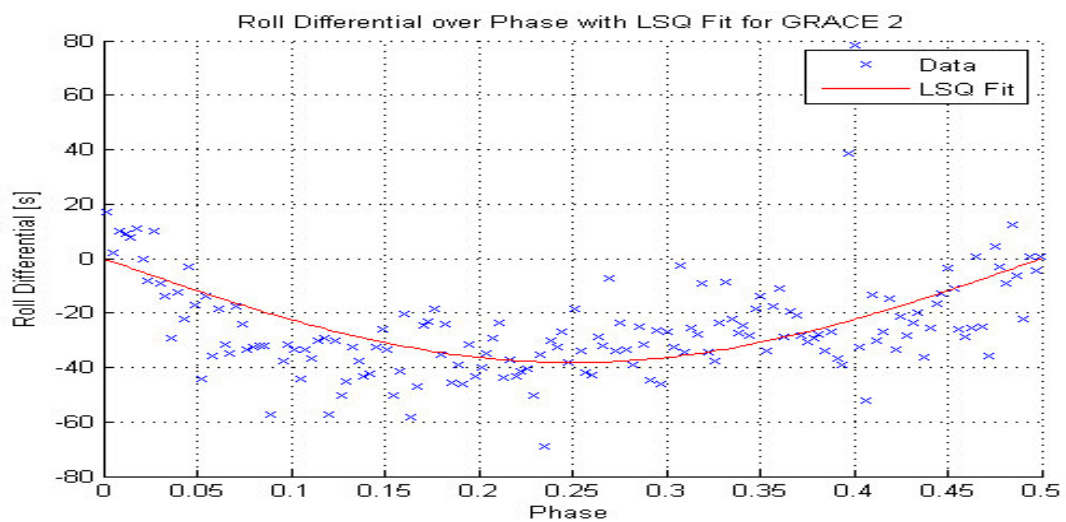
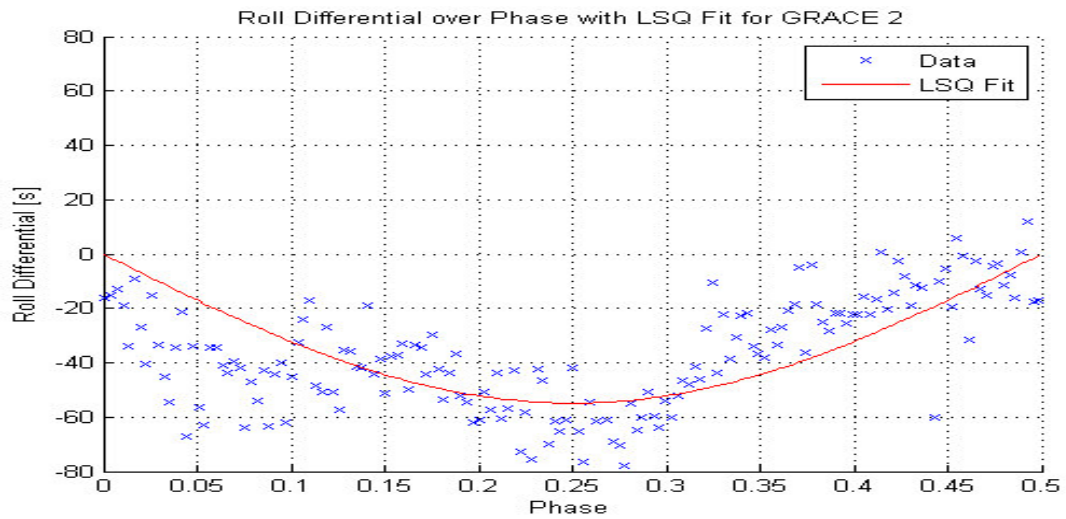
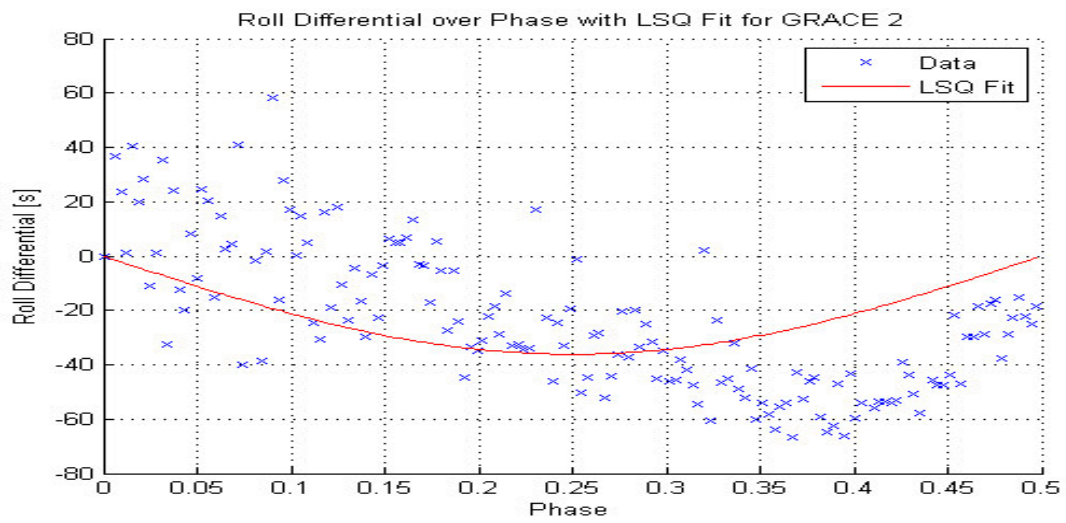


Cycle 14, ab Cycle 6 bis 14 gilt $p < 0.5 \triangleq p > 0.5$ im Diagramm und umgekehrt bedingt durch Swap

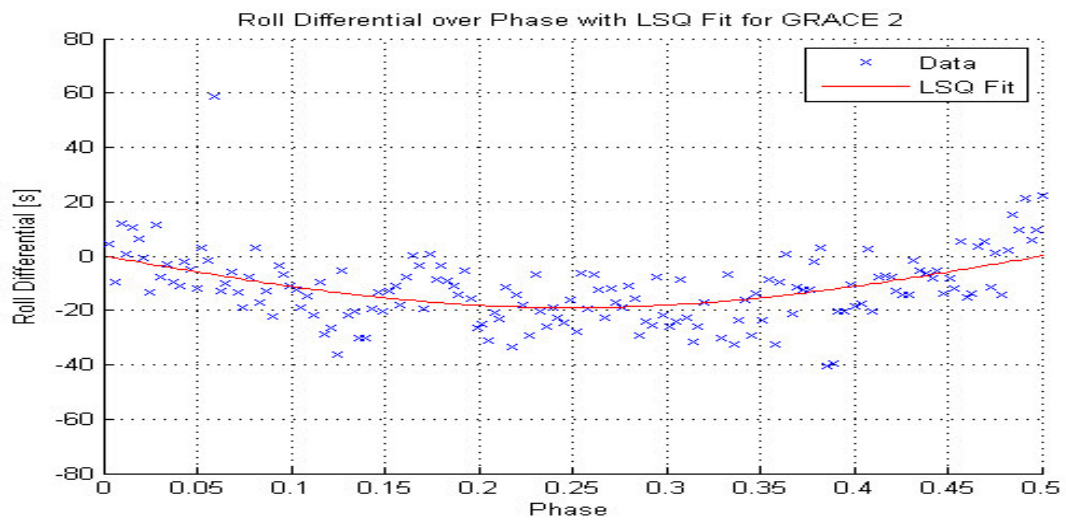
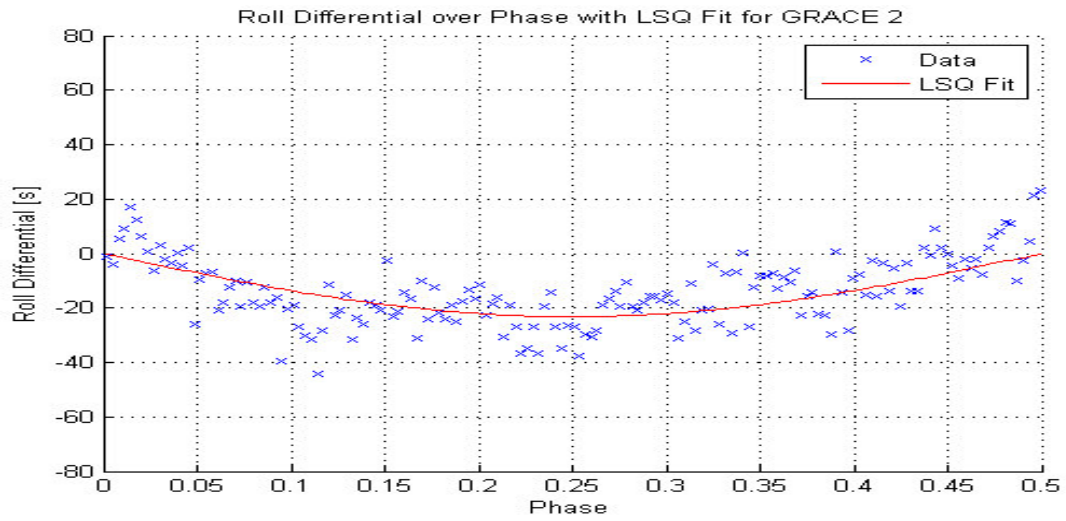
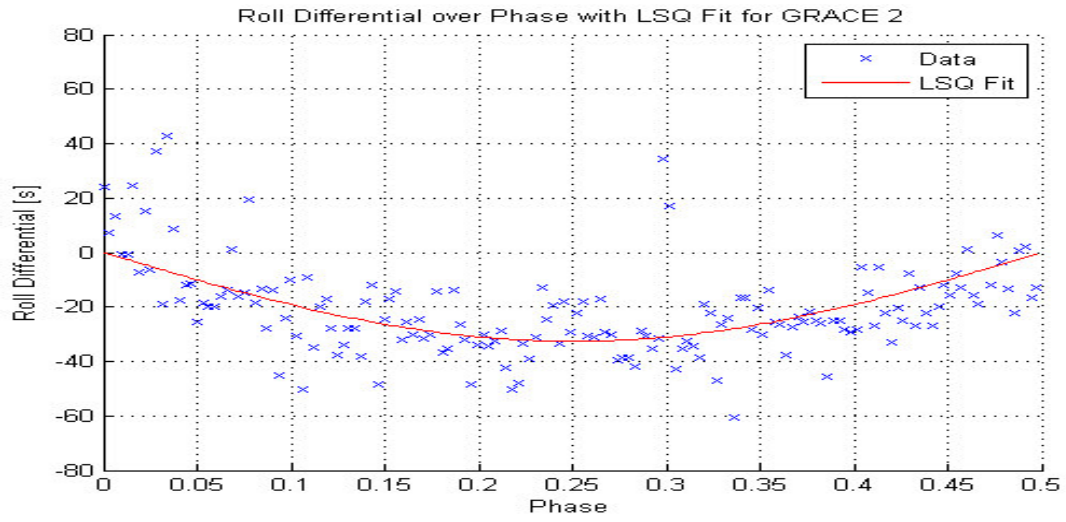


B.3.2. SCA 2

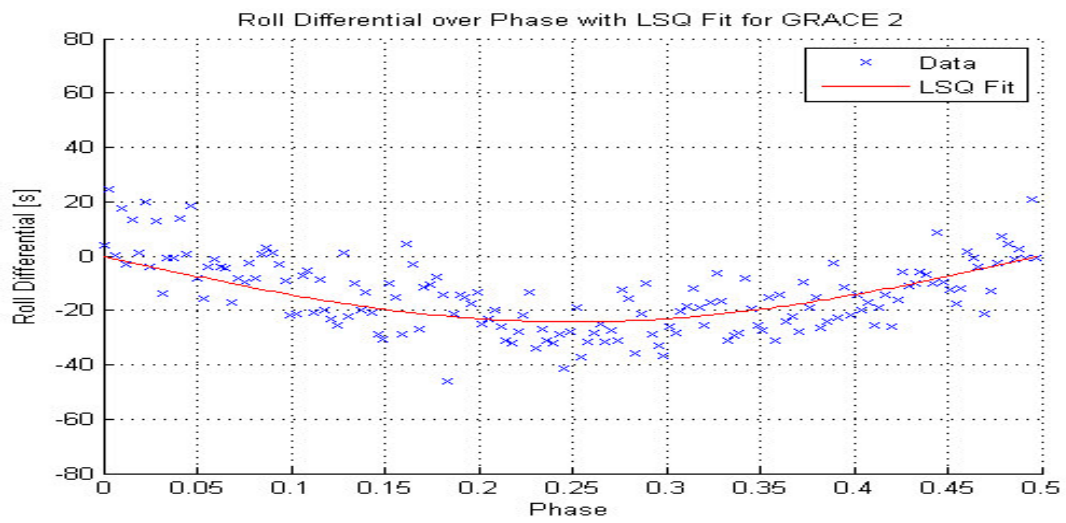
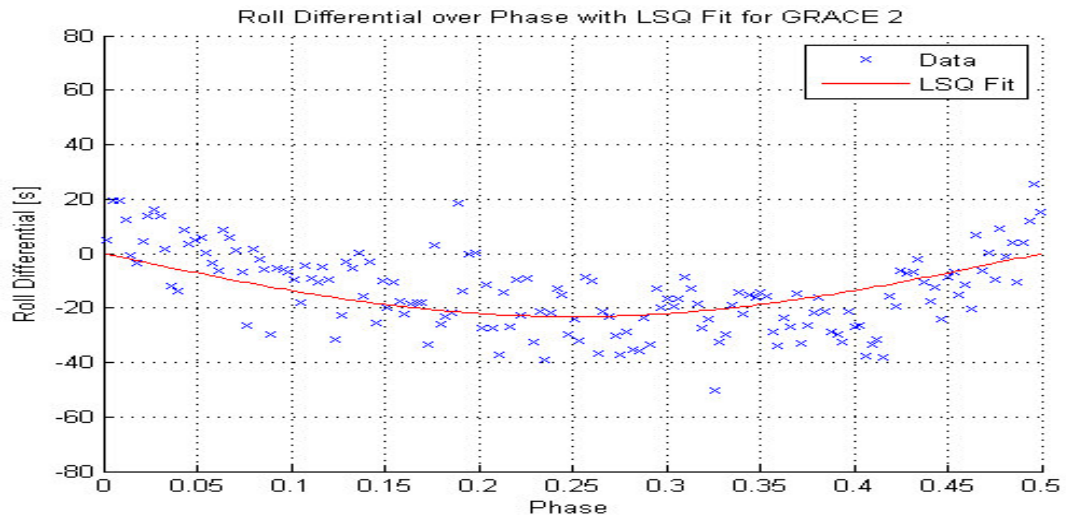
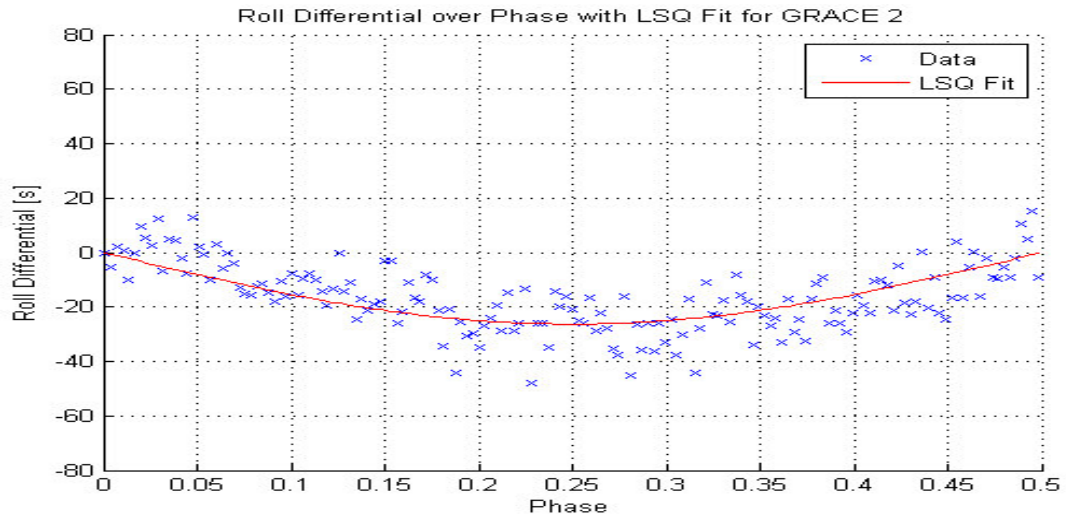
Cycle 1, 2 und 3 (von oben nach unten)



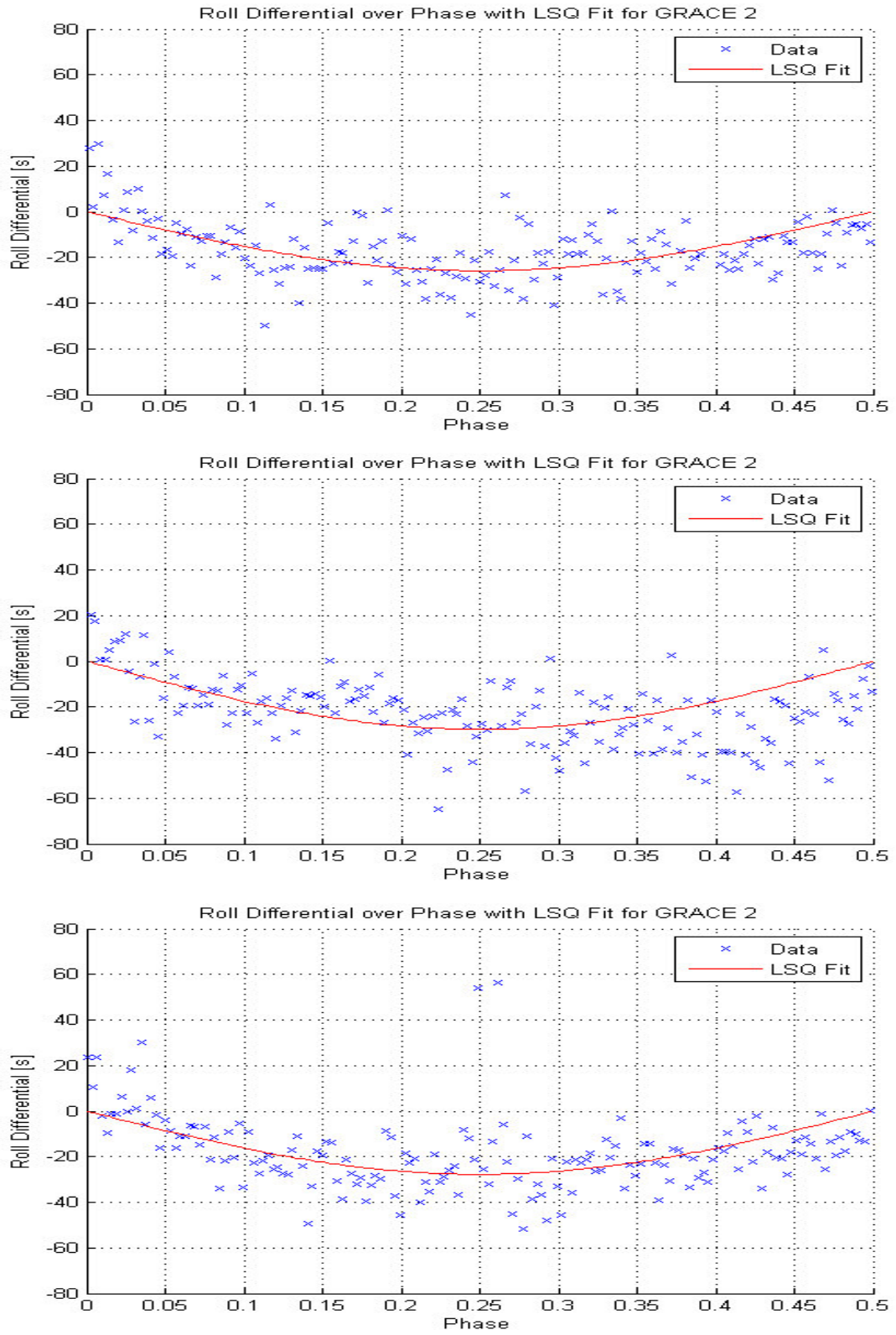
Cycle 4, 6 und 7 (von oben nach unten), ab Cycle 6 bis 14 gilt $p < 0.5 \triangleq p > 0.5$ im Diagramm und umgekehrt bedingt durch Swap



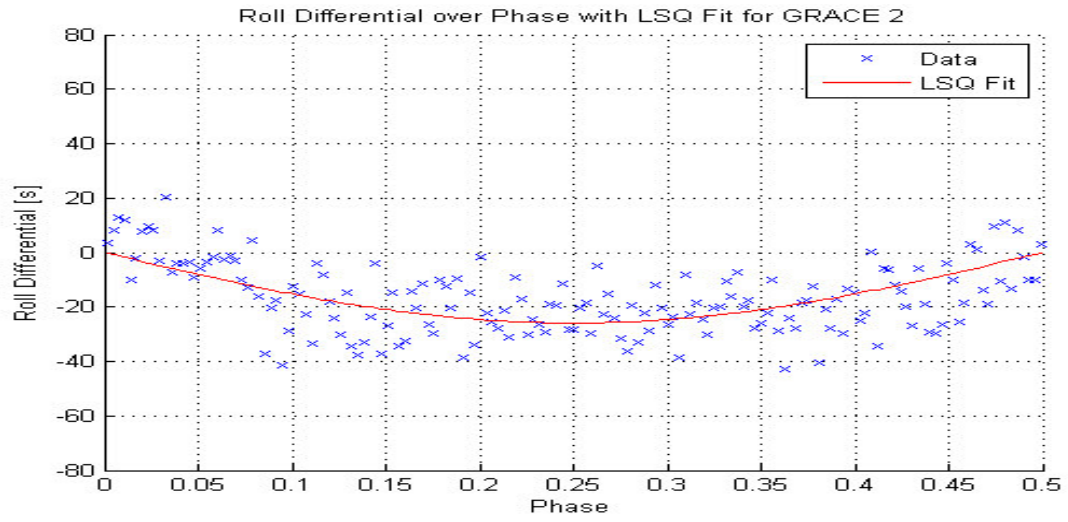
Cycle 8, 9 und 10 (von oben nach unten), ab Cycle 6 bis 14 gilt $p < 0.5 \triangleq p > 0.5$ im Diagramm und umgekehrt bedingt durch Swap



Cycle 11, 12 und 13 (von oben nach unten), ab Cycle 6 bis 14 gilt $p < 0.5 \triangleq p > 0.5$ im Diagramm und umgekehrt bedingt durch Swap



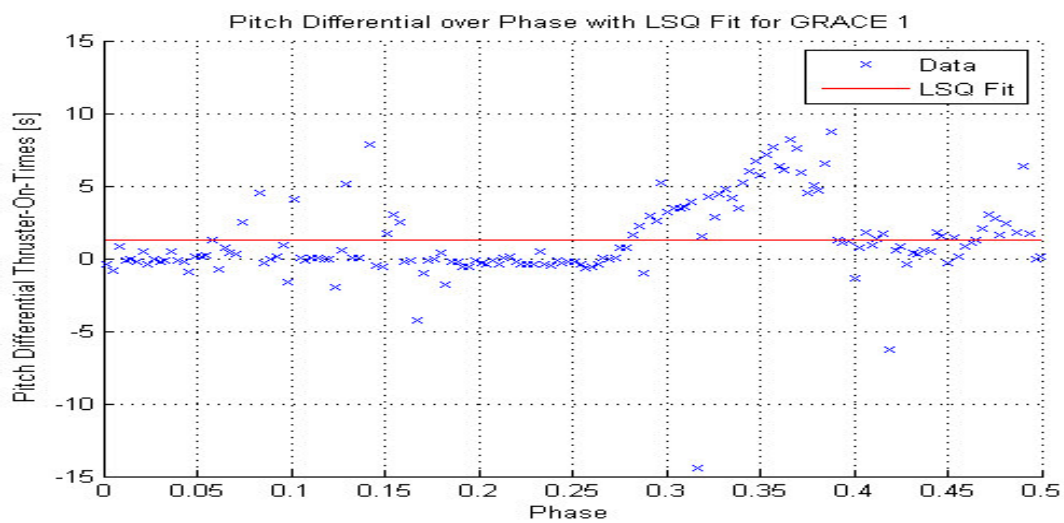
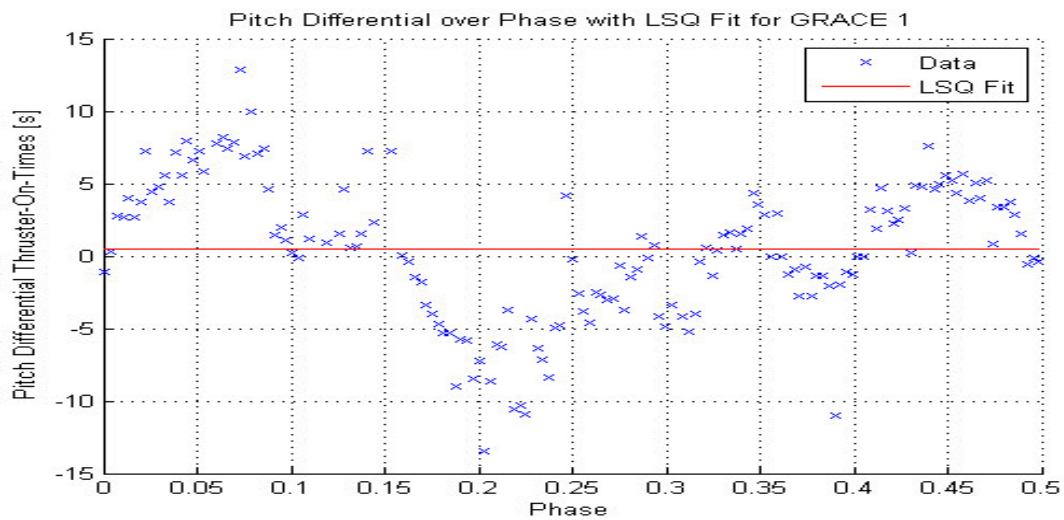
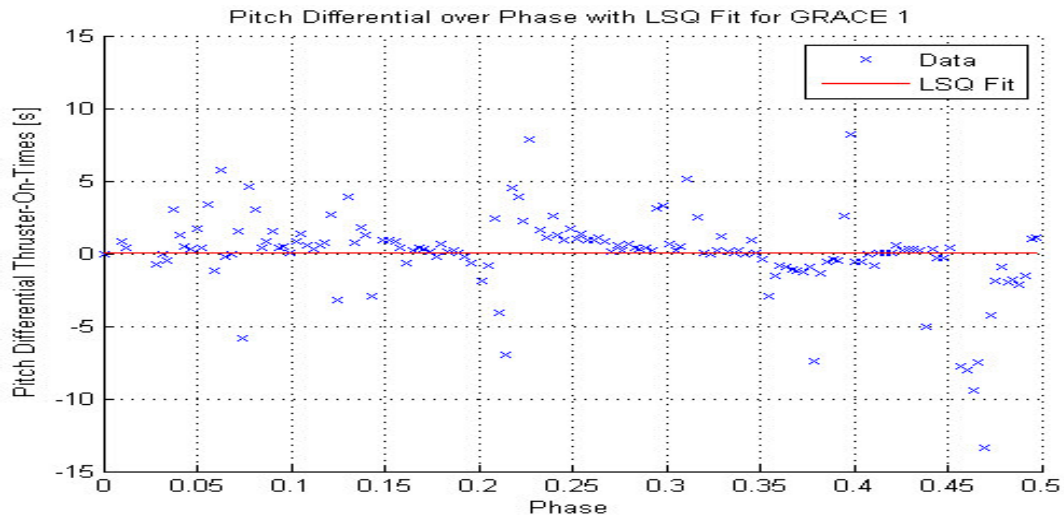
Cycle 14, ab Cycle 6 bis 14 gilt $p < 0.5 \triangleq p > 0.5$ im Diagramm und umgekehrt bedingt durch Swap



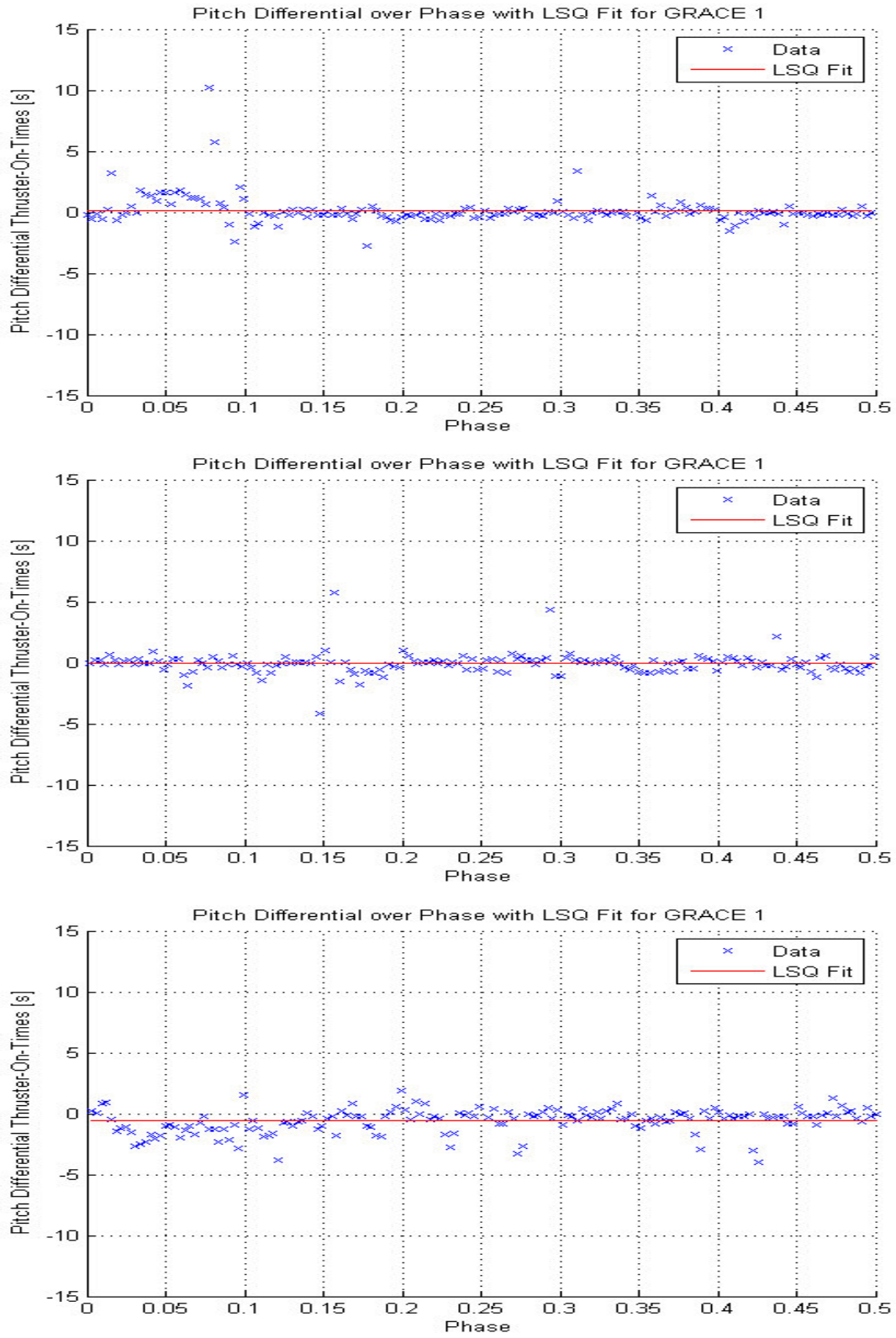
B.4. Plots für GRACE 1 Pitch-Achse

B.4.1. SCA 1

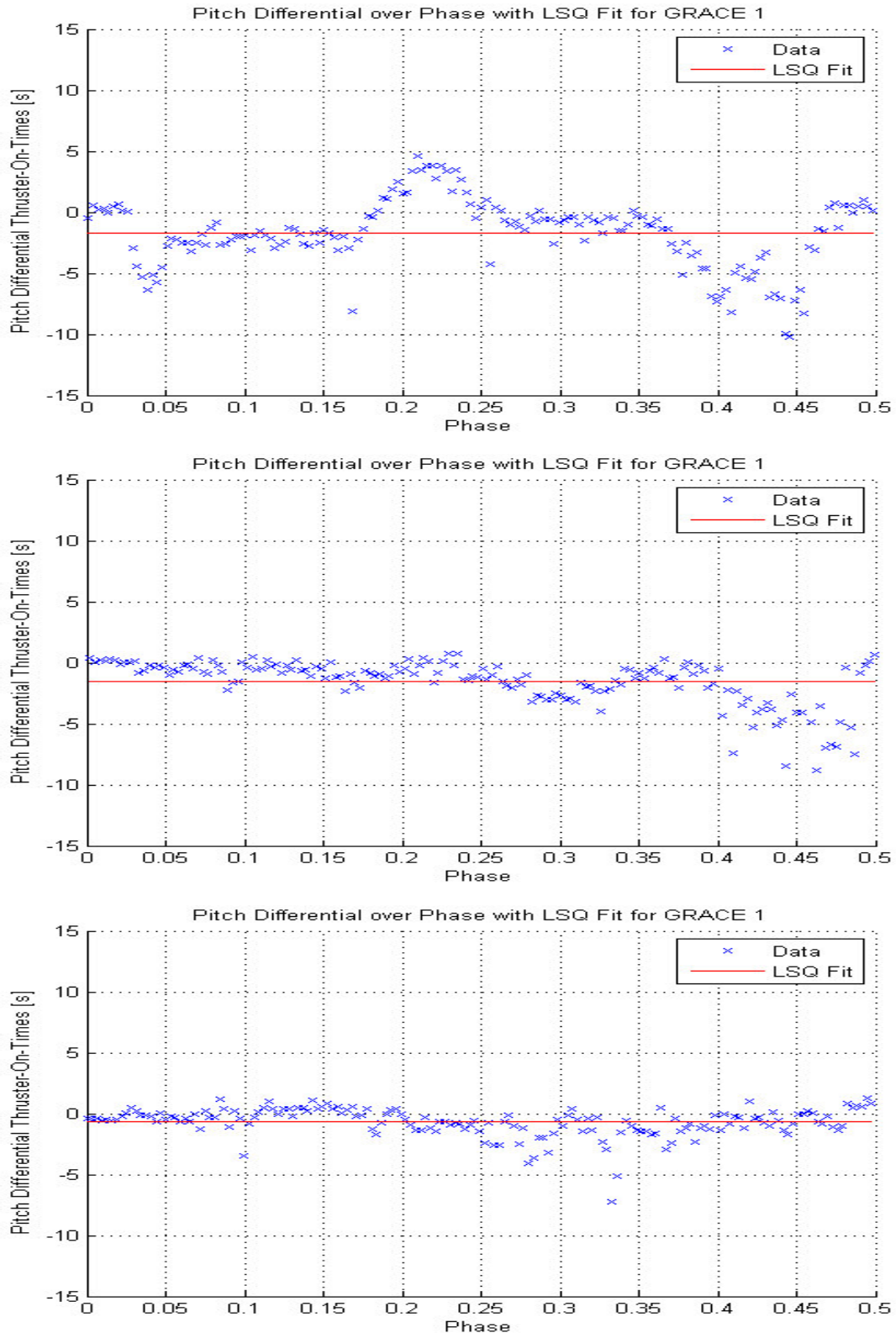
Cycle 1, 2 und 3 (von oben nach unten)



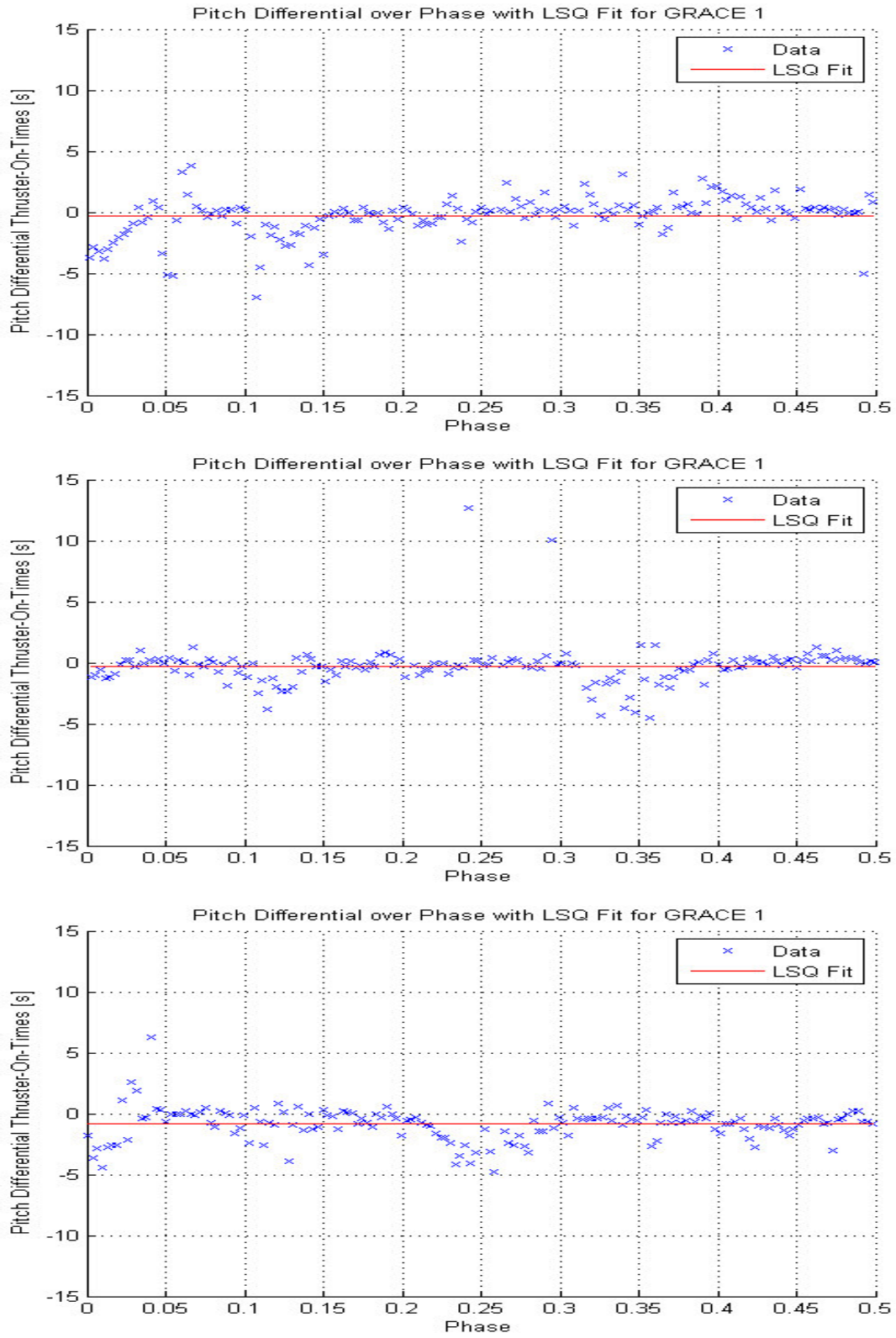
Cycle 4, 6 und 7 (von oben nach unten), ab Cycle 6 bis 14 gilt $p < 0.5 \triangleq p > 0.5$ im Diagramm und umgekehrt bedingt durch Swap



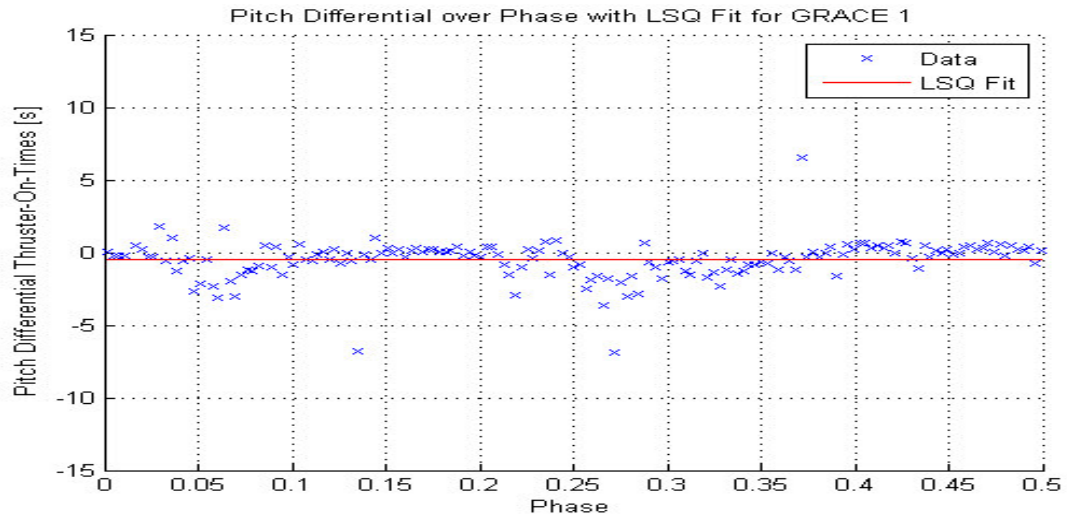
Cycle 8, 9 und 10 (von oben nach unten), ab Cycle 6 bis 14 gilt $p < 0.5 \triangleq p > 0.5$ im Diagramm und umgekehrt bedingt durch Swap



Cycle 11, 12 und 13 (von oben nach unten), ab Cycle 6 bis 14 gilt $p < 0.5 \triangleq p > 0.5$ im Diagramm und umgekehrt bedingt durch Swap

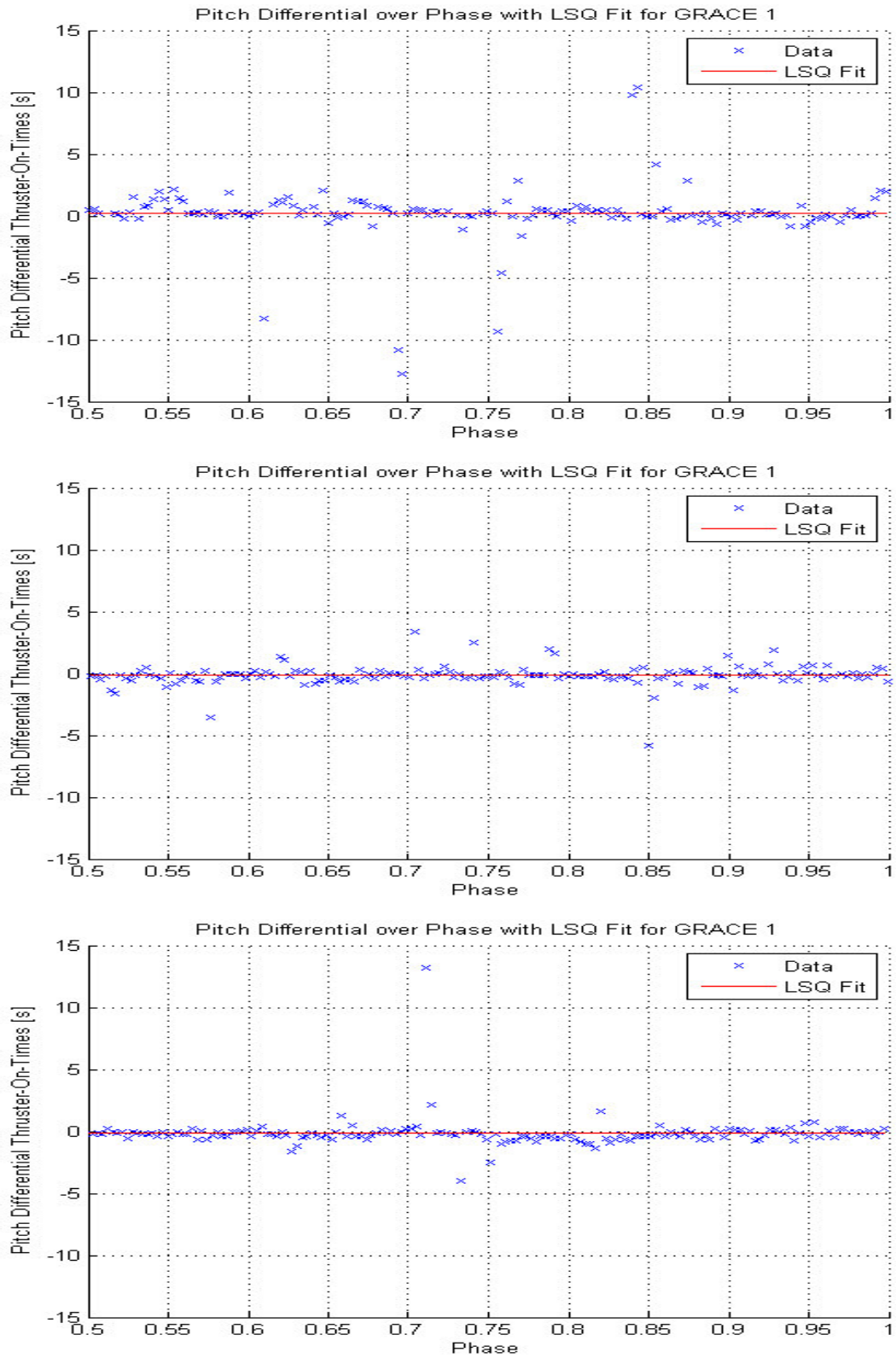


Cycle 14, ab Cycle 6 bis 14 gilt $p < 0.5 \triangleq p > 0.5$ im Diagramm und umgekehrt bedingt durch Swap

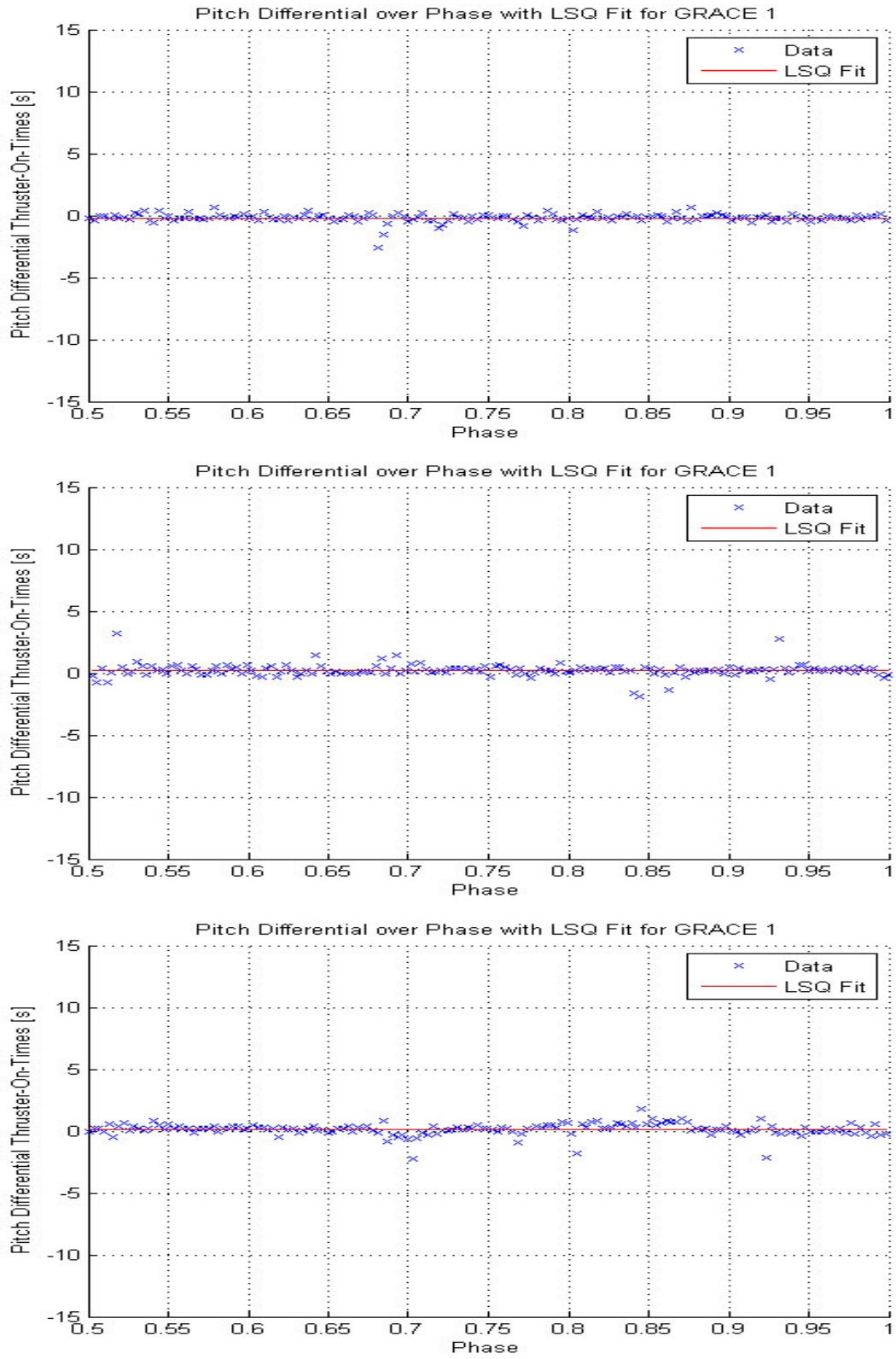


B.4.2. SCA 2

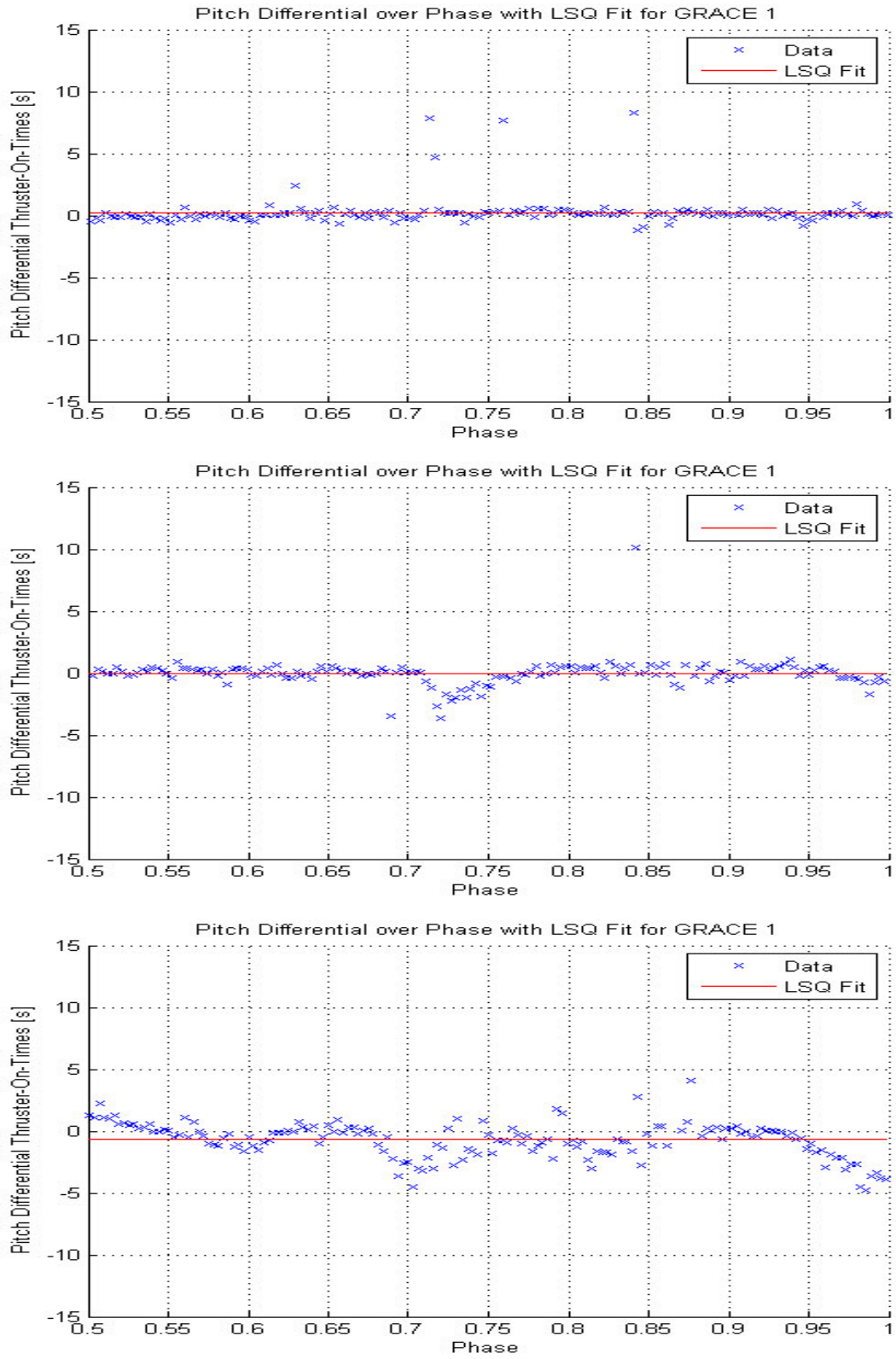
Cycle 1, 2 und 3 (von oben nach unten)



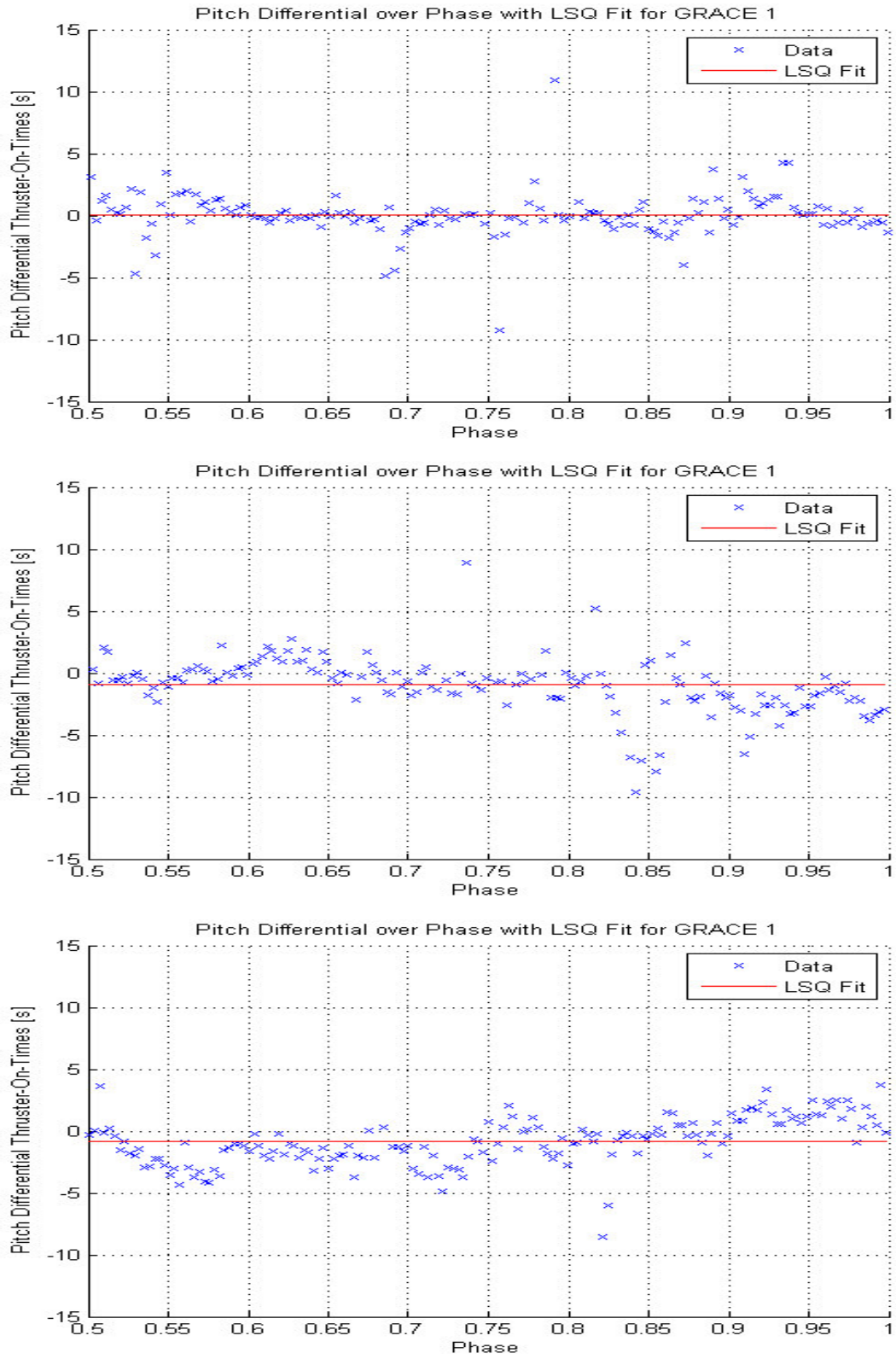
Cycle 4, 6 und 7 (von oben nach unten), ab Cycle 6 bis 14 gilt $p < 0.5 \triangleq p > 0.5$ im Diagramm und umgekehrt bedingt durch Swap



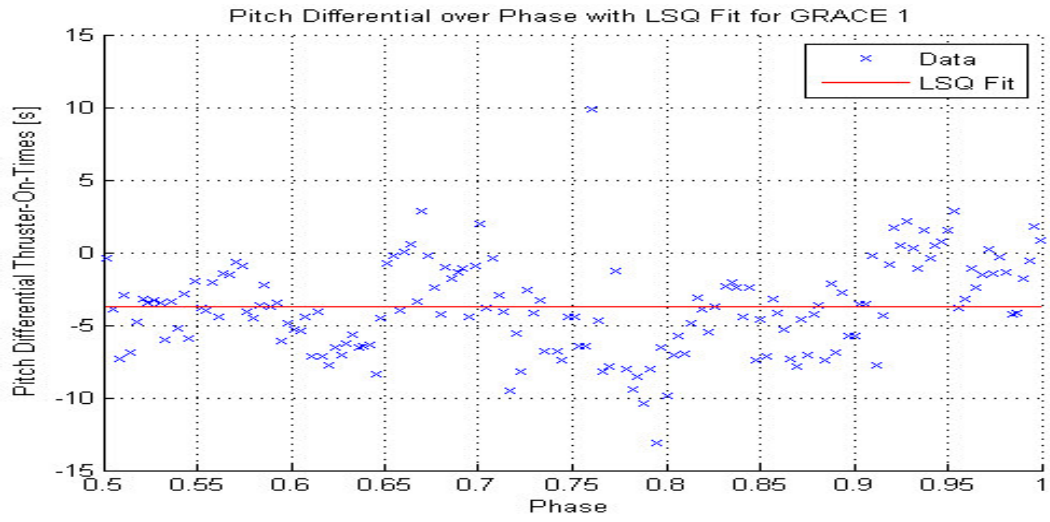
Cycle 8, 9 und 10 (von oben nach unten), ab Cycle 6 bis 14 gilt $p < 0.5 \triangleq p > 0.5$ im Diagramm und umgekehrt bedingt durch Swap



Cycle 11, 12 und 13 (von oben nach unten), ab Cycle 6 bis 14 gilt $p < 0.5 \triangleq p > 0.5$ im Diagramm und umgekehrt bedingt durch Swap



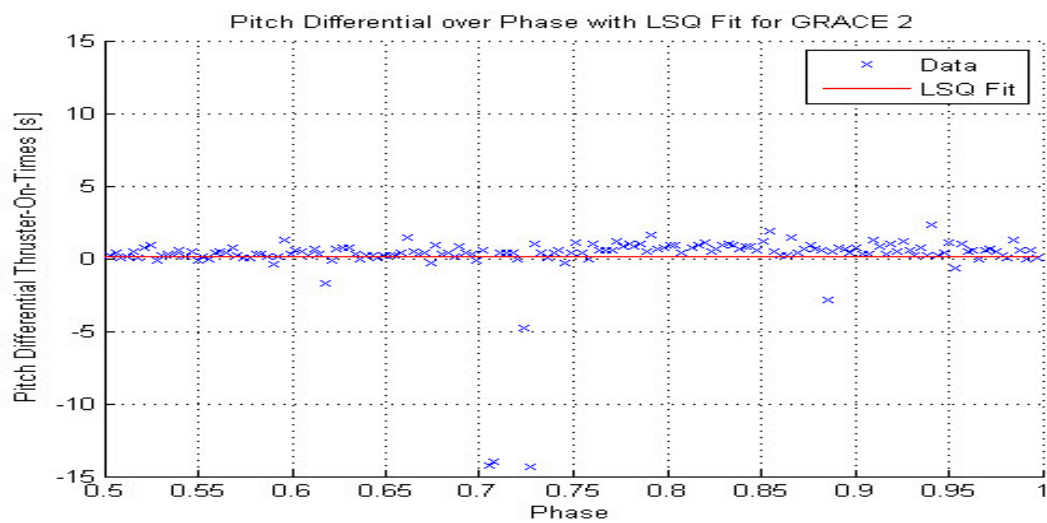
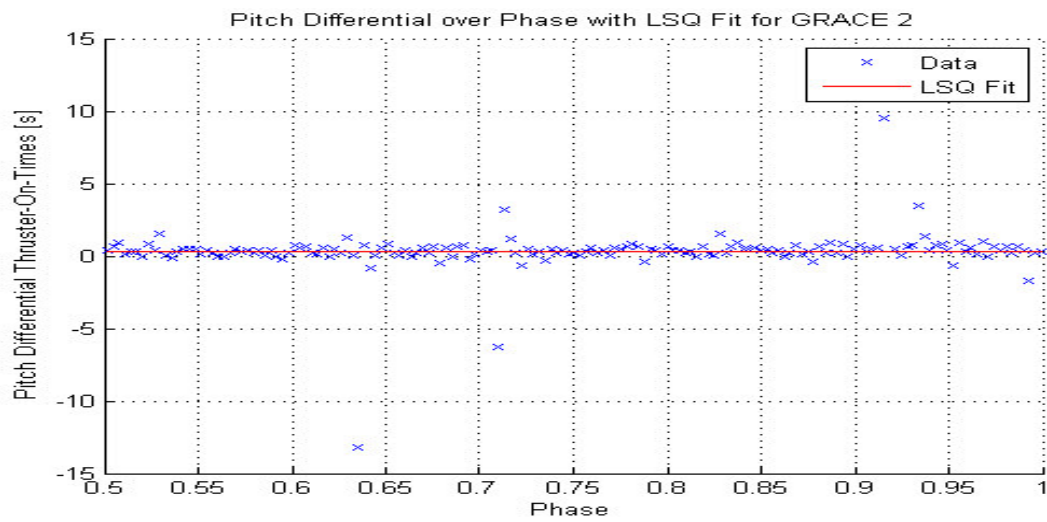
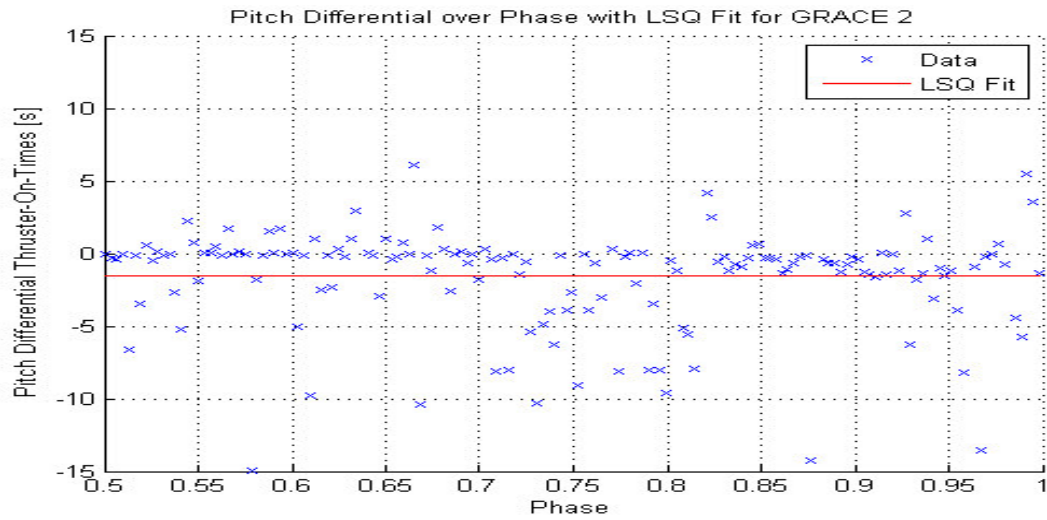
Cycle 14, ab Cycle 6 bis 14 gilt $p < 0.5 \triangleq p > 0.5$ im Diagramm und umgekehrt bedingt durch Swap



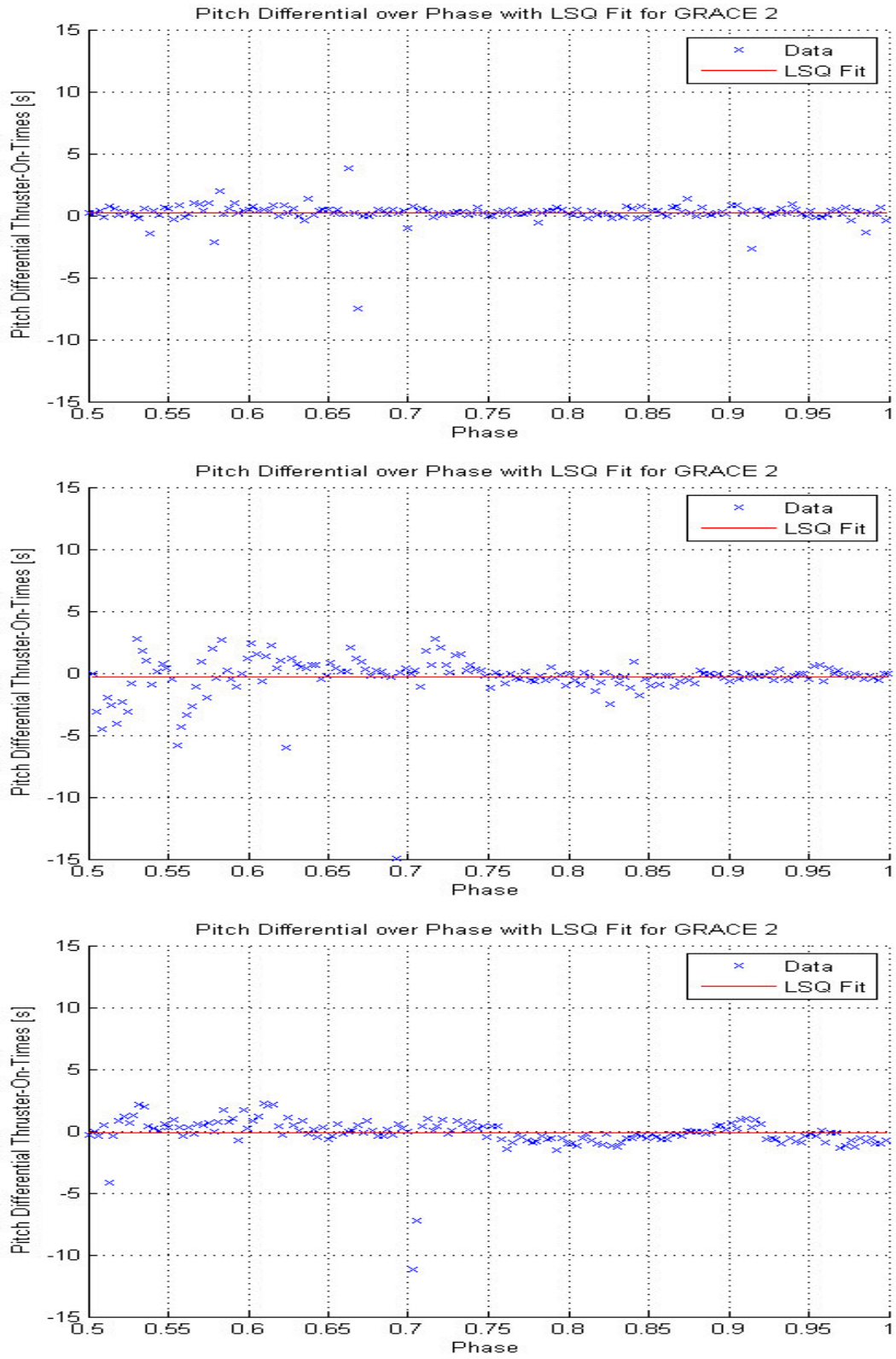
B.5. Plots für GRACE 2 Pitch-Achse

B.5.1. SCA 1

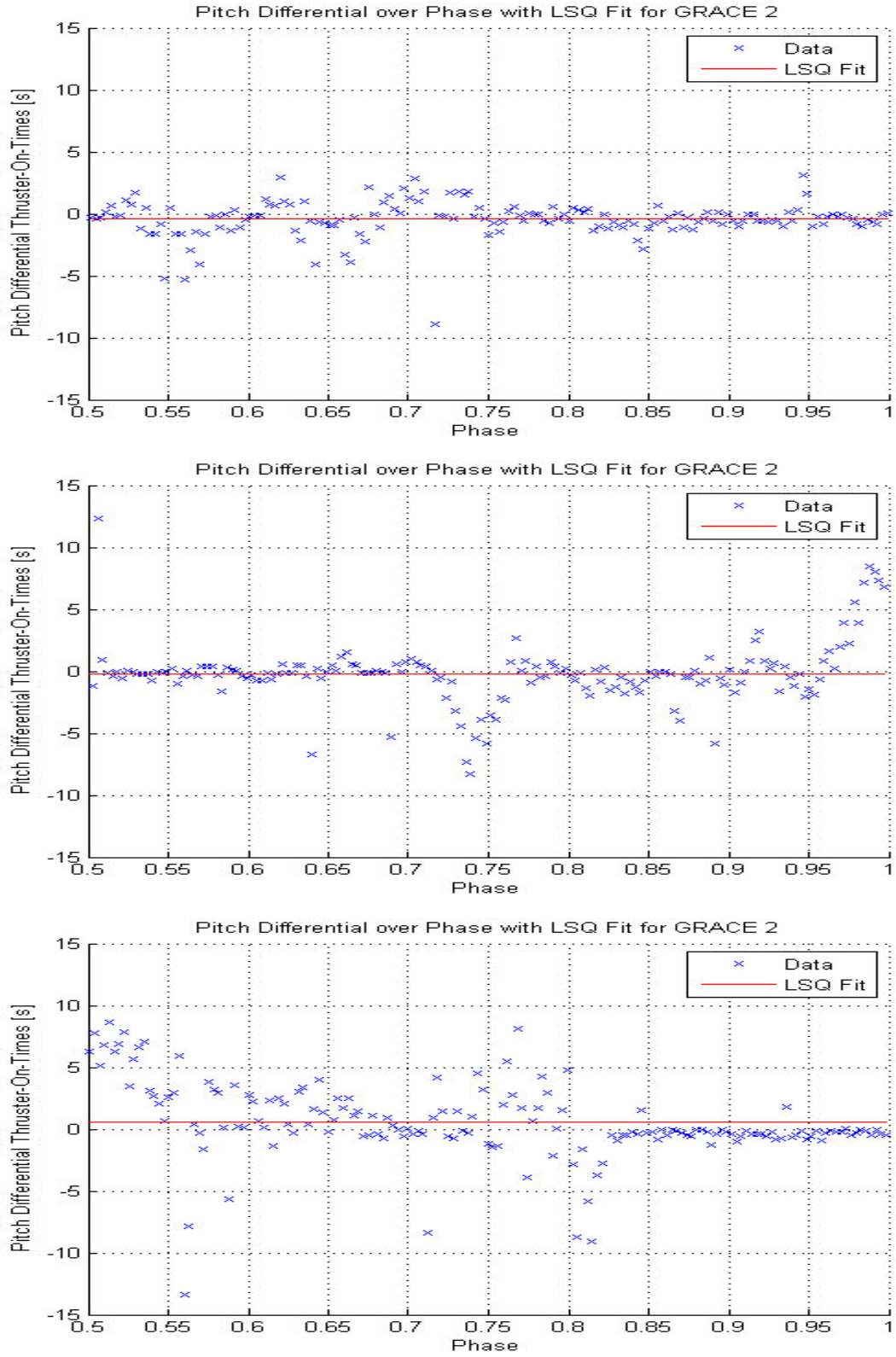
Cycle 1, 2 und 3 (von oben nach unten)



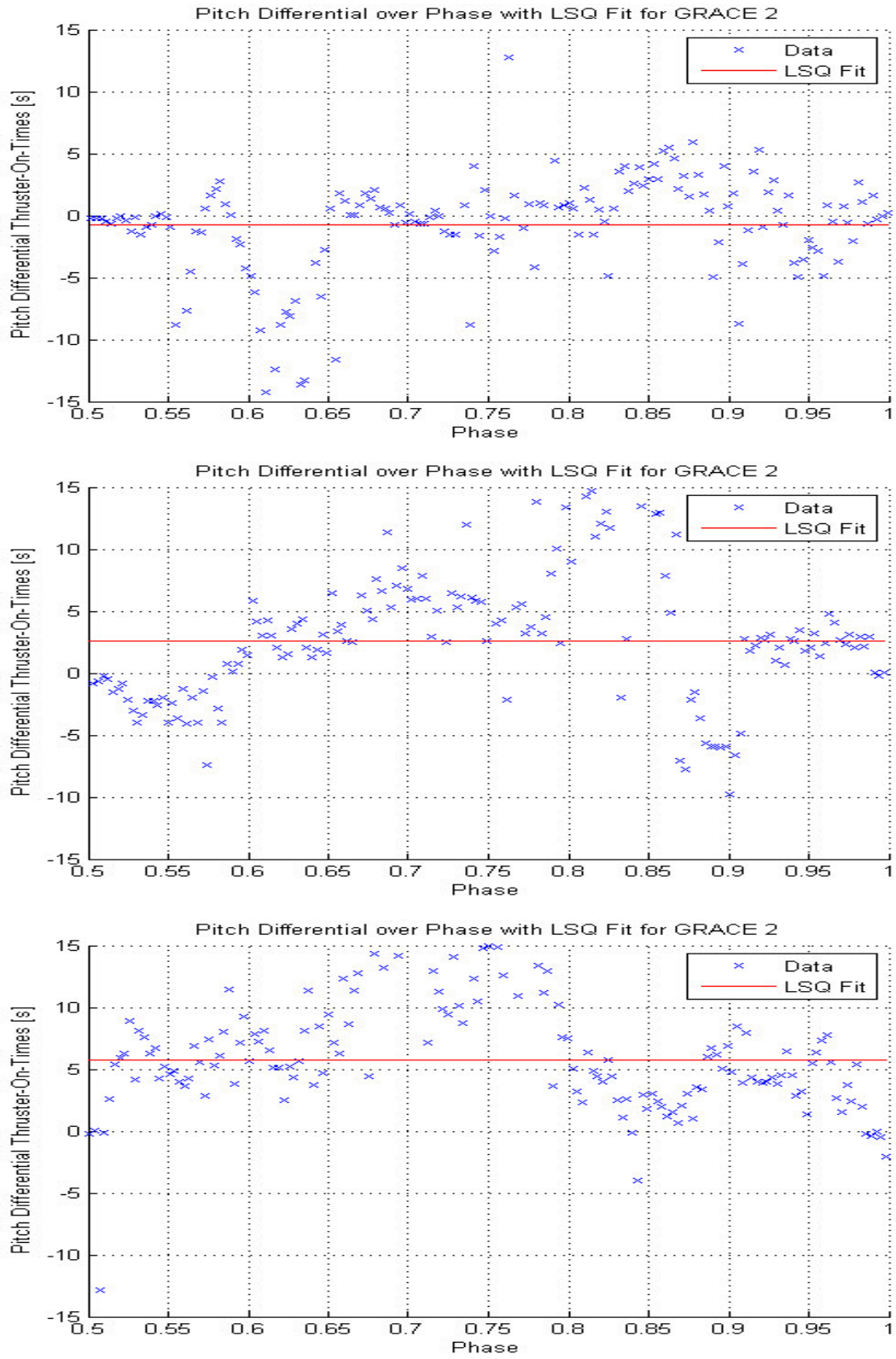
Cycle 4, 6 und 7 (von oben nach unten), ab Cycle 6 bis 14 gilt $p < 0.5 \triangleq p > 0.5$ im Diagramm und umgekehrt bedingt durch Swap



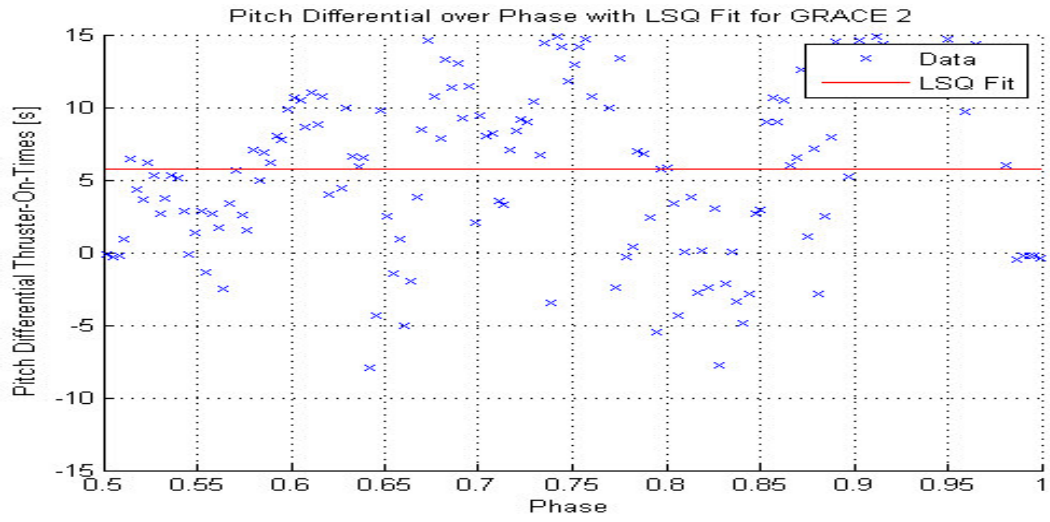
Cycle 8, 9 und 10 (von oben nach unten), ab Cycle 6 bis 14 gilt $p < 0.5 \triangleq p > 0.5$ im Diagramm und umgekehrt bedingt durch Swap



Cycle 11, 12 und 13 (von oben nach unten), ab Cycle 6 bis 14 gilt $p < 0.5 \triangleq p > 0.5$ im Diagramm und umgekehrt bedingt durch Swap

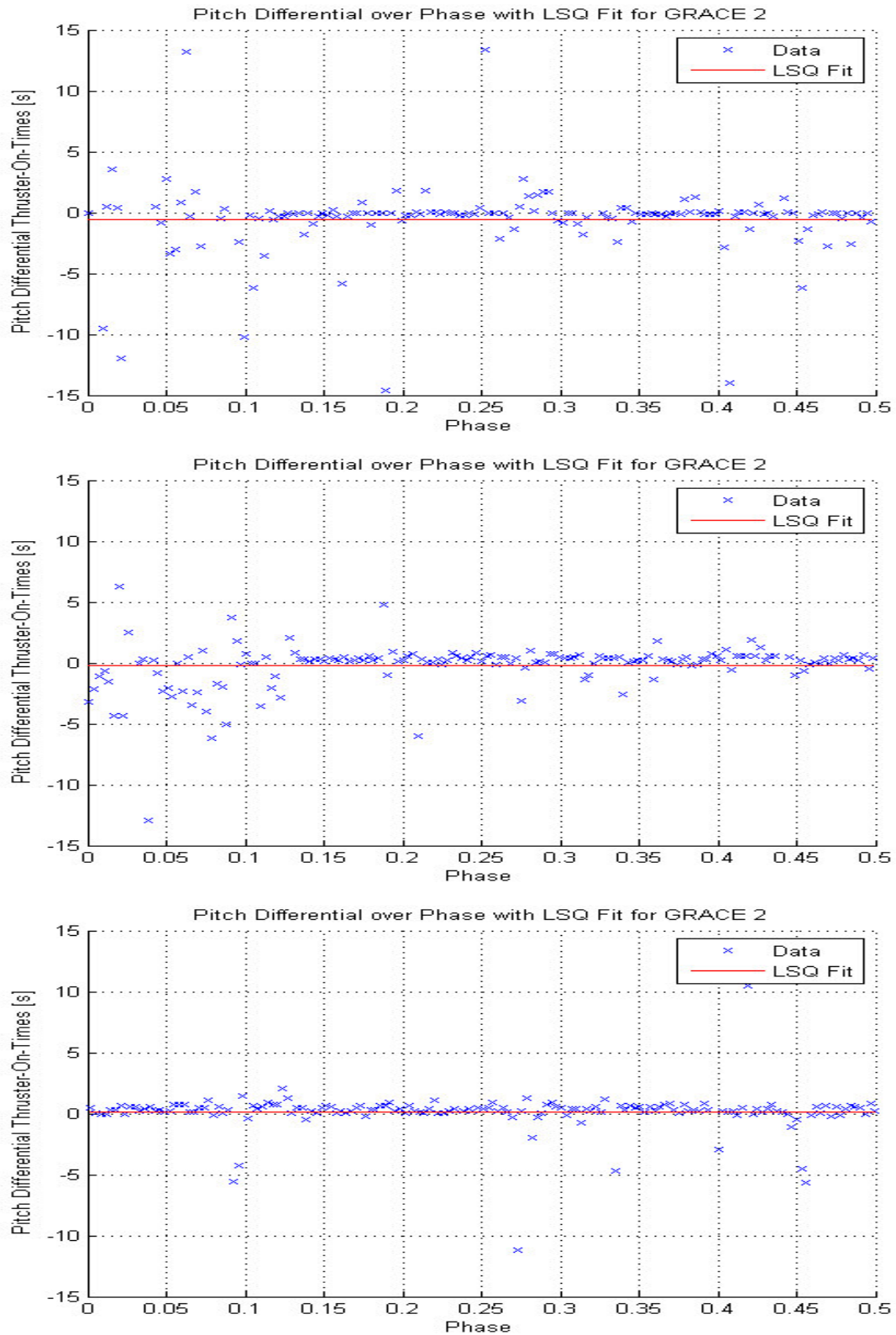


Cycle 14, ab Cycle 6 bis 14 gilt $p < 0.5 \triangleq p > 0.5$ im Diagramm und umgekehrt bedingt durch Swap

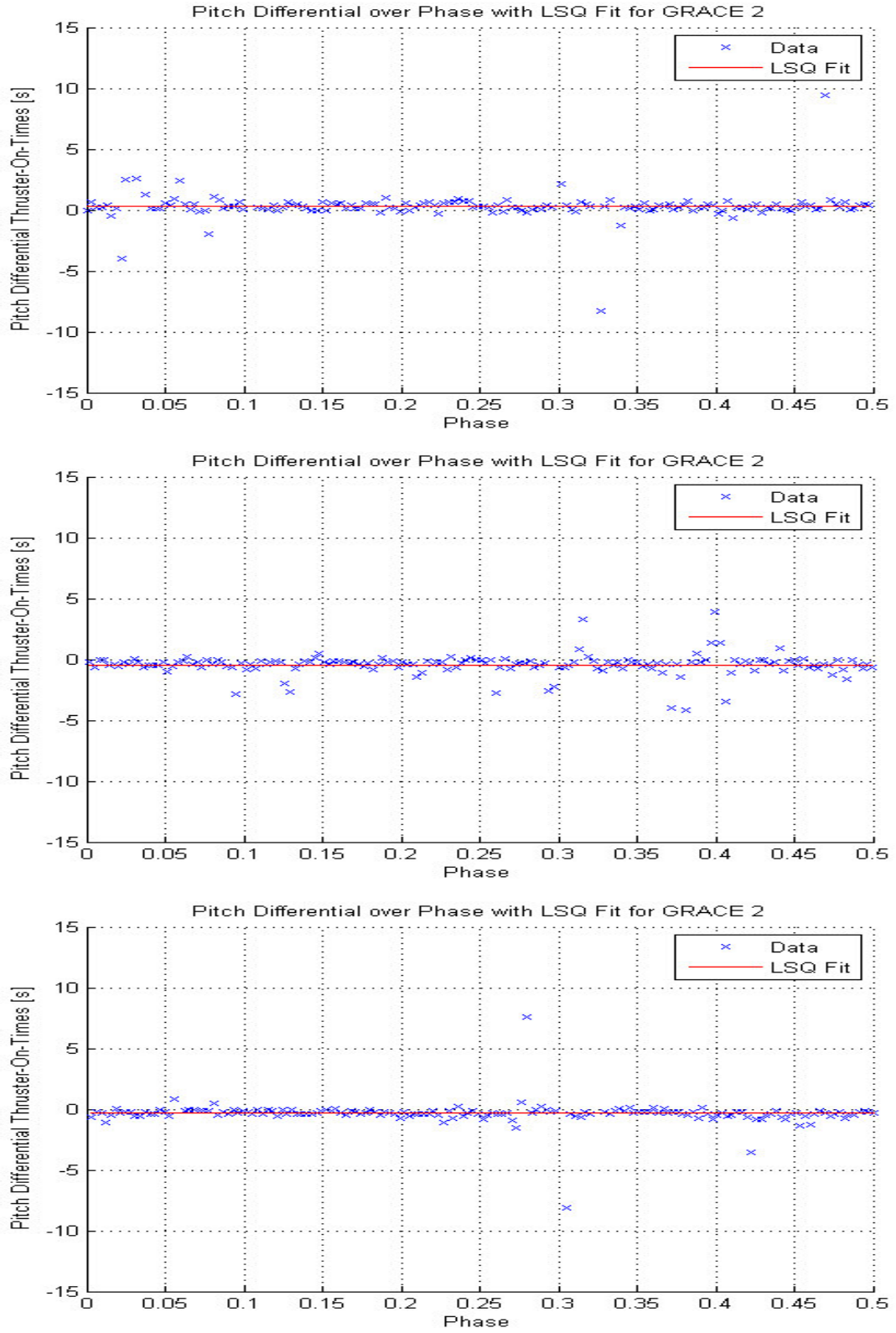


B.5.2. SCA 2

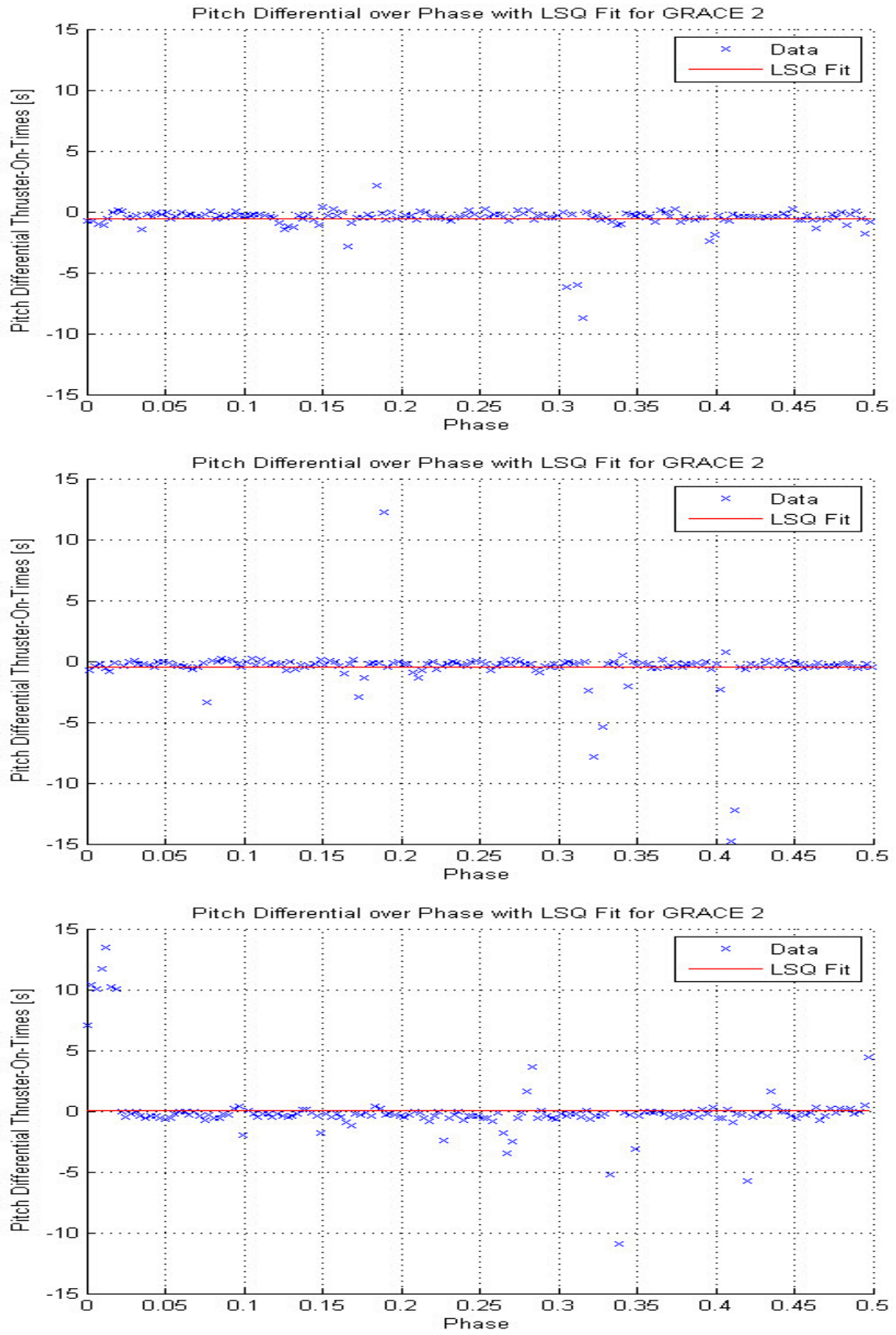
Cycle 1, 2 und 3 (von oben nach unten)



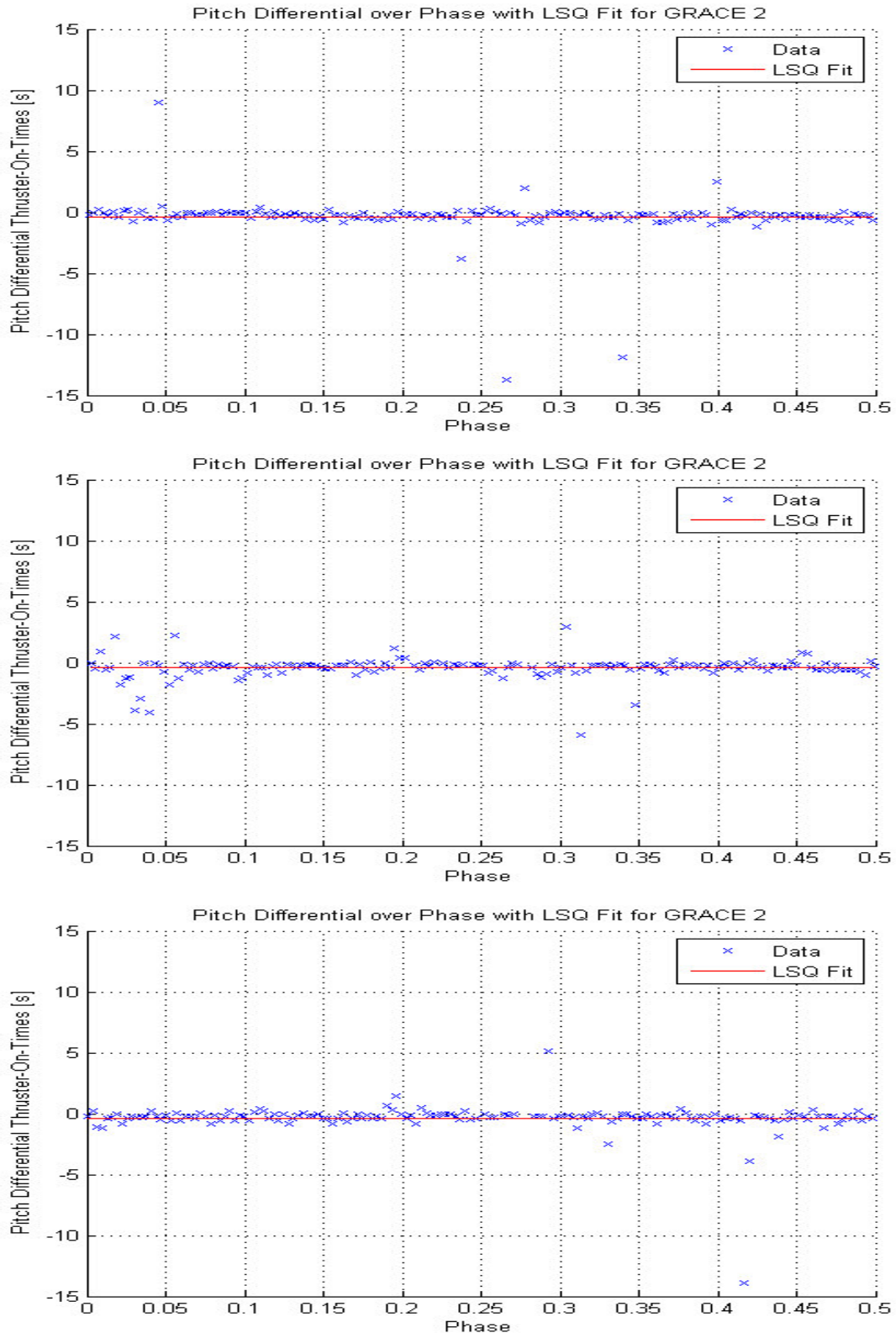
Cycle 4, 6 und 7 (von oben nach unten), ab Cycle 6 bis 14 gilt $p < 0.5 \triangleq p > 0.5$ im Diagramm und umgekehrt bedingt durch Swap



Cycle 8, 9 und 10 (von oben nach unten), ab Cycle 6 bis 14 gilt $p < 0.5 \triangleq p > 0.5$ im Diagramm und umgekehrt bedingt durch Swap



Cycle 11, 12 und 13 (von oben nach unten), ab Cycle 6 bis 14 gilt $p < 0.5 \triangleq p > 0.5$ im Diagramm und umgekehrt bedingt durch Swap



Cycle 14, ab Cycle 6 bis 14 gilt $p < 0.5 \triangleq p > 0.5$ im Diagramm und umgekehrt bedingt durch Swap

